



Università degli Studi di Pisa
DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Tesi di Laurea

PROGETTO AERODINAMICO DI UN PICCOLO AEROGENERATORE

Relatori:

Prof. Ing. Giovanni Lombardi

Prof. Ing. Guido Buresti

Ing. Marco Doveri

Candidato

Michela Bonsignori

Anno Accademico 2004/2005

Introduzione

Il presente elaborato riassume le attività svolte nell'ambito di un progetto per la costruzione di un piccolo aerogeneratore per applicazioni nautiche.

Svolto in collaborazione tra il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale dell'Università di Pisa e la società EDI S.n.c di Pontedera, è stato parzialmente finanziato dalla Regione Toscana.

Il progetto, affrontato sia sotto l'aspetto analitico che sperimentale, è stato riassunto nella presente relazione articolandolo in tre parti.

Nella prima parte di carattere bibliografico, raccolta nel primo e secondo capitolo, si riassumono i principi generali dei generatori eolici, la teoria dei rotori, i modelli teorici usati e il loro adeguamento al problema specifico.

Nella seconda parte (terzo capitolo) si trovano i risultati delle prove in galleria del vento di due minigeneratori eolici presenti sul mercato, prove effettuate con il fine di acquisire informazioni sulle loro modalità di funzionamento, in termini di prestazioni.

Nella terza parte (capitoli quattro e cinque) si descrive la progettazione di minirotore (Eolo) tramite un codice numerico, creato ad hoc in Matlab, che ottimizza le prestazioni generando l'opportuna geometria di pala.

Le prestazioni del generatore (e di conseguenza la bontà del codice numerico creato) sono state validate tramite nuove prove sperimentali.

Indice

Introduzione.....	I
1. LA TEORIA DELL' ELICA PER GENERATORI EOLICI	1
1.1 Note introduttive.....	1
1.2 Bilancio energetico.....	1
1.3 Modelli aerodinamici.....	2
1.3.1 Modello del disco attuatore di Rankine-Froude.....	2
1.3.2 Modello dell'elemento pala.....	12
1.3.2.1 Alcune assunzioni della teoria dell'elemento pala.....	13
1.3.2.2 Le equazioni conservative per i tubi di corrente anulari.....	14
1.3.2.2.1 Conservazione della massa.....	14
1.3.2.2.2 Conservazione della quantità di moto.....	14
1.3.2.2.3 Conservazione del momento angolare.....	15
1.3.2.2.4 Forze che agiscono sull'elemento pala.....	16
1.3.3 Modello con scia vorticoso elicoidale prescritta.....	17
1.3.4 Modello con scia vorticoso libera.....	18
1.4 Breve descrizione e prima approssimazione delle prestazioni delle macchine ad asse orizzontale.....	18
1.4.1 Aeromotori lenti.....	18
1.4.2 Aeromotori veloci.....	21
1.4.3 Profili utilizzati.....	24
1.4.4 Variazione della superficie delle pale in funzione della velocità specifica λ_0 ..	24
1.4.5 Dispositivi di orientamento.....	25
1.4.6 Dispositivi di regolazione.....	26
1.4.6.1 Regolazione a pale fisse	26
1.4.6.2 Regolazione a pale orientabili.....	26
2. CALCOLO AERODINAMICO DELLE PALE DI UN AEROGENERATORE AD ASSE ORIZZONTALE.....	27
2.1 Numero delle pale e calcolo del diametro.....	27
2.2 Teoria semplificata	28
2.2.1 Relazione base per il calcolo della larghezza delle pale	28
2.2.1.1 Prima valutazione.....	28
2.2.1.2 Seconda valutazione.....	29
2.2.2 Studio della relazione ottenuta. Semplificazione.....	30
2.2.3 Applicazione al calcolo della larghezza delle pale. Principio del calcolo e note.....	31
2.2.4 Rendimento aerodinamico teorico dell'elemento pala. Angolo di incidenza ottimale.....	31
2.3 Teoria dei vortici di Glauert.....	32
2.3.1 Sistema di vortici associato alle pale.....	33
2.3.2 Determinazione delle velocità indotte.....	33

2.3.3 Valutazione degli sforzi assiali e tangenziali. Calcolo della coppia.....	37
2.3.3.1 Valutazione di primo tentativo.....	37
2.3.3.2 Seconda valutazione.....	38
2.3.4 Coefficiente di potenza locale.....	38
2.3.4.1 Valore massimo del coefficiente di potenza locale di un aeromotore	39
2.3.5 Valori ottimali dell'angolo di inclinazione e della quantità C_l p l.....	40
2.3.6 Coefficiente di potenza con profili a resistenza non nulla. Angolo di incidenza ideale.....	44
2.3.7 Influenza del numero delle pale.....	44
2.3.8 Determinazione pratica della larghezza delle pale e dell'angolo di calettamento.....	45
2.4 Predeterminazione delle caratteristiche dell'aeromotore.....	46
2.5 Confronto dei risultati ottenuti mediante le diverse teorie.....	51
2.6 Parte elettrica.....	51
2.6.1 Caratteristiche dell'aeromotore.....	51
2.6.2 Caratteristiche di uscita del generatore	52
2.6.3 Caratteristiche di utilizzazione.....	52
2.6.4 Scelta del rapporto di moltiplicazione. Determinazione delle condizioni di funzionamento.....	53
 3. TEST DELLE PRESTAZIONI AERODINAMICHE DI AEROGEN E AIRXMARINE.....	 55
3.1 Scopo del test.....	55
3.2 Preparazione delle prove in Galleria del vento Ferrari.....	57
3.2.1 Strumentazione.....	57
3.2.2 Descrizione delle prove.....	59
3.3 Risultati delle prove.....	60
3.3.1 Analisi dei risultati e osservazioni.....	64
3.3.1.1 Confronto tra Airxmarine e Aerogen.....	64
3.3.1.2 Confronto tra i due diversi calettamenti di Aerogen.....	64
3.4 Conclusioni.....	65
 4. PROGETTAZIONE AERODINAMICA DELL'AEROGENERATORE.....	 66
4.1 Specifiche di progetto.....	66
4.2 Parametri fondamentali da cui dipende il rumore negli aerogeneratori.....	66
4.3 Impostazione progettuale dell'aerogeneratore.....	69
4.4 Breve descrizione del programma di ottimo.....	70
4.5 Breve descrizione del programma di off_design.....	73
4.6 Utilizzo del programma di ottimo e di quello di off-design.....	75
4.7 Determinazione degli input del programma di ottimo, per lo studio del aerogeneratore in progetto.....	75
4.8 Primi risultati di output del programma di ottimo	78
4.9 Analisi dei primi risultati di output del programma di ottimo.....	83
4.10 Scelta del profilo idoneo.....	84
4.11 Ulteriori scelte effettuate.....	86
4.12 Secondi risultati di output del programma di ottimo.....	87
4.13 Analisi dei secondi risultati di output del programma di ottimo.....	92
4.14 Scelta della pala di ottimo.....	92

5. PROVE IN GALLERIA FERRARI DI EOLO.....	102
5.1 Introduzione	102
5.2 Prove di Eolo in galleria.....	103
5.3 Risultati delle prove in galleria.....	103
5.4 Analisi dei risultati di galleria.....	108
5.4.1 Confronto con Aerogen (aerogeneratore preso come riferimento).....	108
5.4.2 Confronto con gli output del programma di off-design.....	108
 6. CONCLUSIONI E POSSIBILI SVILUPPI.....	 110
 Bibliografia.....	 112

I listati dei programmi creati sono riportati nel cd-rom allegato.

1. LA TEORIA DELL'ELICA PER GENERATORI EOLICI

1.1 Note introduttive

Le eliche, siano esse motrici (generatori eolici) o azionate da un motore (eliche trattive, per esempio aeronautiche), sono in effetti delle turbomacchine, con le quali presentano tuttavia alcune differenze.

Una prima differenza consiste nel fatto che la palettatura non è confinata al suo diametro esterno da una parete rigida, ma le estremità sono libere. Ciò genera fenomeni aerodinamici particolari alle estremità delle pale. Qualora la palettatura sia invece confinata (eliche intubate, fans, ventilatori ecc), la teoria di base si identifica sostanzialmente con quelle delle turbomacchine assiali.

Una seconda differenza consiste nel fatto che le turbomacchine convenzionali generalmente producono lavoro partendo da un salto di pressione o assorbono lavoro per produrre un salto di pressione, mentre le eliche producono o assorbono lavoro partendo da (o producendo) un salto di energia cinetica del flusso che attraversa il disco battuto dalle pale. Se ci si porta tuttavia nelle immediate vicinanze del disco, si trova che tra una sezione immediatamente a monte e una immediatamente a valle di esso, si ha un salto di pressione che può essere considerato a tutti gli effetti come il rapporto di espansione (o di compressione) di questa particolare turbomacchina che è l'elica, la quale viene perciò, sotto questo aspetto, a rientrare pienamente nell'ambito delle turbomacchine convenzionali. Precisamente, si può dire che le eliche sono le turbomacchine funzionanti con il minimo rapporto di espansione (o compressione).

Inoltre, dobbiamo ulteriormente sottolineare la differenza fondamentale che c'è tra un'elica eolica e un'elica aeronautica. Quest'ultima deve infatti realizzare la voluta missione del velivolo con la minima massa di combustibile a bordo: per essa il problema del RENDIMENTO ha un'importanza centrale e cruciale. Un'elica eolica si trova invece immersa in un campo fluido dotato di energia indefinita: il problema consiste nell'estrarne la quantità voluta al minimo COSTO. Una palettatura di modesta efficienza ma poco costosa può essere preferibile ad una molto efficiente ma più costosa.

1.2 Bilancio energetico

Il rotore sottrae energia cinetica al vento, cioè opera un rallentamento del flusso che attraversa il disco battuto. Tale rallentamento è regolato dalla palettatura. Con riferimento alla Fig. 1.1, partendo dalla *velocità asintotica a monte* V_1 (velocità del vento indisturbato), il flusso rallenta fino ad attraversare il disco con *velocità di attraversamento assiale* V e, a valle del disco, rallenta ancora fino a raggiungere la *velocità asintotica assiale a valle* V_2 . Come reazione alla coppia motrice generata, l'aria a valle del rotore ha assunto una componente tangenziale, controrotante rispetto al rotore, cioè una *vorticità* (controvortice) *globale* V_u . Attraverso le pale viene introdotto un *lavoro dissipato* L_d , costituito essenzialmente dal lavoro di attrito e di scia, dovuto alla resistenza di forma dei profili, e all'energia cinetica contenuta nella schiere di

vortici che si staccano dalle pale, soprattutto all'estremità: energia destinata a trasformarsi in calore a valle del rotore: *vorticità locale*. Sull'asse dell'elica esce il lavoro utile L_u .

Il bilancio energetico per unità di massa fluida è immediato:

$$V_1^2/2 = L_u + L_d + V_2^2/2 + V_u^2/2$$

ovvero:

$$(V_1^2 - V_2^2)/2 = L_u + L_d + V_u^2/2$$

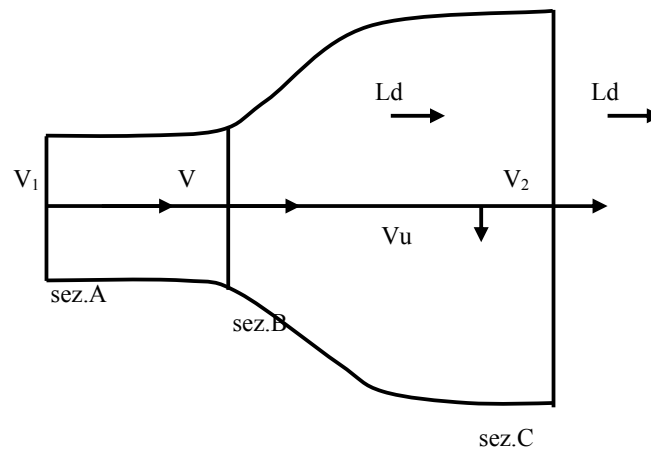


Fig. 1.1

Espressione fondamentale che afferma che la caduta di energia cinetica assiale subita dal flusso che ha attraversato il rotore si trasforma in lavoro utile sull'albero, in lavoro dissipato per attriti e vorticità locale e in energia cinetica del controvortice globale.

1.3 Modelli aerodinamici

Di seguito verranno brevemente descritti i principali modelli aerodinamici tutt'ora impiegati nello studio dei generatori eolici. Essi sono:

- **modello del disco attuatore di Rankine-Froude**
- **modello dell'elemento pala**
- **modello con scia vorticoso elicoidale prescritta**
- **modello con scia vorticoso libera**

1.3.1 Modello del disco attuatore di Rankine-Froude

Il modello più semplice per l'aerodinamica delle turbine eoliche è il **modello del disco attuatore di Rankine-Froude** usato per derivare il **limite di Betz** nella conversione dell'energia proveniente dal vento.

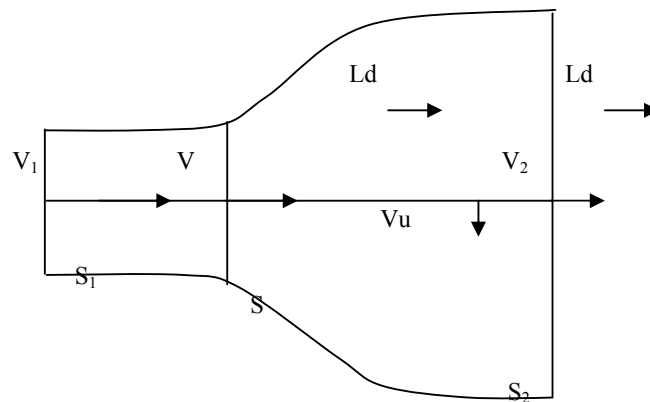


Fig.1.2

Si parte dal presupposto che un generatore eolico si trovi in una corrente di aria infinita, alla velocità V_1 a monte e una corrente infinita alla velocità V_2 a valle.

Dal momento che non si può produrre energia se non a spese dell'energia cinetica, la velocità V_2 risulta necessariamente inferiore alla velocità V_1 , ne segue che la vena fluida attraversa il generatore eolico allargandosi.

Chiamiamo quindi V la velocità dell'aria nel momento in cui attraversa l'aeromotore e con S_1 e S_2 le sezioni della vena a monte e a valle e infine con S la superficie spazzata dall'elica.

Il rotore è approssimato da un disco attuatore con le seguenti ipotesi:

- 1) Numero infinito di pale.
- 2) Pale con corde molto sottili.
- 3) Pale prive di resistenza.

Il modello assume una caduta di pressione nel disco. Ciò rappresenta la forza richiesta per rallentare il flusso del vento ed estrarre energia. Esso pone inoltre le seguenti limitazioni:

- 1) La velocità del flusso è uniforme nella direzione radiale.
- 2) La velocità assiale varia con regolarità tra monte e valle.
- 3) La rotazione della scia a valle è ignorata.

Con riferimento alla Fig.1.2, data l'incompressibilità del fluido ($M < 0.3$) e la permanenza del moto, possiamo scrivere :

$$S_1 V_1 = S V = S_2 V_2 \quad 1)$$

Valutiamo la forza esercitata dall'aria in movimento sul motore eolico .Secondo il teorema di Eulero tale forza F è diretta in avanti ed è uguale a:

$$F=\rho SV(V_1-V_2) \quad 2)$$

La potenza P assorbita dal motore eolico il cui punto di applicazione della forza F si sposta alla velocità V rispetto alle molecole d'aria in movimento, risulta :

$$P=FV=\rho SV^2(V_1-V_2) \quad 3)$$

D'altra parte la potenza assorbita dal motore è anche uguale alla variazione di energia cinetica ΔT della massa d'aria che attraversa l'aeromotore per secondo ovvero :

$$\Delta T=1/2\rho SV(V_1^2-V_2^2)=P=\rho SV^2(V_1-V_2) \quad 4)$$

e quindi

$$V=(V_1+V_2)/2 \quad 5)$$

la 5) esprime il Teorema di Rankine-Froude ed ha validità generale anche in presenza di perdite per resistenza,come si può dimostrare brevemente facendo ricorso a un bilancio energetico.Infatti F può anche essere scritta come:

$$F=\Delta pS \quad 6)$$

essendo Δp la differenza di pressione tra faccia anteriore e faccia posteriore del disco.

La differenza di pressione tra la sezione S1 e la sezione S' immediatamente a monte del disco, vale, per il teorema di Bernoulli:

$$\Delta p_1=p_1-p=\rho(V_1^2-V^2)/2 \quad 7)$$

Per ricavare il $\Delta p_2=p'-p_2=p'-p_0$ (p' è la pressione nella sezione immediatamente a valle del disco, p_0 è la pressione atmosferica a valle), si scrive il bilancio energetico seguente.

Dalla sezione S" ($S=S'=S''$ data la vicinanza), immediatamente a valle del disco,entra l'energia:

$$p'/\rho+V^2/2+V_u^2/2+Ld \quad 8)$$

Dalla sezione S_2 esce l'energia:

$$p_0/\rho+V_2^2/2+V_u^2/2+Ld \quad 9)$$

Uguagliando si ricava

$$\Delta p_2=p'-p_0=\rho(V^2-V_2^2)/2 \quad 10)$$

in quanto i termini L_d e $V_u^2/2$ entrano ed escono invariati dalle sezioni S'' e S_2 e quindi si elidono.

Si noti che, quand'anche questi termini si trasformassero durante il tragitto da S'' a S_2 in calore (parte di L_d , quella di attrito, lo è già), ciò non sposta il bilancio ed il risultato, in quanto ciò che conta è la somma di tali valori.

È evidentemente:

$$\Delta p = \Delta p_1 + \Delta p_2 \quad 11)$$

Sostituendo le espressioni di Δp_1 e Δp_2 nella 11) e ponendo Δp nella 6) e infine eguagliando con la 2), si ottiene di nuovo

$$V = (V_1 + V_2)/2 \quad 5)$$

Come si vede la soprascritta relazione continua a sussistere anche in presenza delle perdite L_d e $V_u^2/2$ a causa dell'elisione sopra discussa di tali termini dal bilancio energetico.

Sostituendo il secondo membro della 5) nelle espressioni di F e P si ottiene:

$$F = 1/2 \cdot \rho S (V_1^2 - V_2^2) \quad 12)$$

$$P = 1/4 \cdot \rho S (V_1^2 - V_2^2) (V_1 + V_2) \quad 13)$$

Studiamo la variazione della potenza raccolta in funzione della velocità residua V_2 a valle dell'aeromotore supponendo che la velocità del vento a monte sia costante ed a questo scopo calcoliamo la derivata dP/dV_2 . Si ottiene :

$$dP/dV_2 = 1/4 \cdot \rho S (V_1^2 - 2V_1V_2 - 3V_2^2)$$

$$dP/dV_2 = 0 \Rightarrow V_2 \begin{cases} -V_1 \text{ che non ha senso fisico} \\ V_1/3 \text{ che corrisponde a } P_{\max} \end{cases}$$

Inserendo quest'ultimo valore nell'espressione di P (13), si ottiene:

$$\boxed{P_{\max} = \frac{8}{27} \rho S V_1^3} \quad 14)$$

$$= 0.36 S V_1^2$$

nota come FORMULA DI BETZ, dove si è assunto $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ (alla pressione atmosferica di 1 atm e $T = 15^\circ\text{C}$)

Osservazione

Bisogna notare che la quantità $1/2\rho S V_1^2$ non rappresenta l'energia cinetica iniziale della massa di aria che attraversa l'aeromotore per secondo. Questa di fatto risulta pari a $1/2\rho S_1 V_1^2$. Tenendo conto del fatto che $S_1 V_1 = S V$ si può scrivere :

$$V = (V_1 + V_2)/2 = 2/3 \cdot V_1 \quad \text{per } P_{\max}$$

$$1/2\rho S_1 V_1^3 = 1/2\rho S V V_1^2 = 1/3\rho S V_1^3$$

Si può esprimere P_{\max} come:

$$P_{\max} = 8/9 (1/3\rho S V_1^3) = 8/9 (1/2\rho S_1 V_1^3)$$

Sotto questa forma la teoria di Betz mostra che l'energia max suscettibile di essere raccolta da un motore eolico non può superare in alcun caso gli 8/9 (0.889) dell'energia cinetica della massa di aria che lo attraversa per secondo.

In realtà la potenza degli aeromotori più perfezionati non supera il 60-70% della P_{\max} calcolata mediante la formula di Betz.

Si definisce **CP** il rapporto tra potenza utile fornita dalla macchina e la potenza cinetica del vento indisturbato che attraversa una sezione pari a quella del disco. Quindi:

$$\text{Potenza utile} = \dot{m} (V_1^2 - V_2^2)/2$$

$$\text{Potenza vento} = 1/2\rho S V_1^3$$

$$\text{ponendo } b = V_2/V_1$$

$$CP = 1/2(1-b^2)(1+b) \quad 15)$$

$$dCP/db = 0 \Rightarrow CP_{\max} = CP \Big|_{b=1/3} = 16/27 = \mathbf{0.59} \quad \text{limite di Betz sul CP}$$

Osservazione sul limite di Betz:

Intuitivamente c'è una velocità sul disco in rapporto a quella a monte del vento, per cui ho la massima conversione di energia:

- Se non c'è cambiamento nella velocità del vento, non c'è estrazione di energia \Rightarrow la potenza sulla turbina eolica sarà 0.
- Se il flusso venisse completamente arrestato, tutta l'energia verrebbe dissipata e comunque la turbina per funzionare ha bisogno di una certa portata di flusso.

Quindi ci sarà un valore di V ove $V_1 < V < 0$ per cui si avrà che $b = 1/3$ e quindi si avrà la massima frazione di energia estratta prevista da Betz.

Nel caso reale la maggior perdita di energia è dovuta a:

- 1) resistenza viscosa sulle pale
- 2) resistenza dovuta alla scia elicoidale
- 3) perdite meccaniche ed elettriche

Se introduciamo il parametro

$$a = (V_1 - V) / V_1 \quad (16)$$

che, come vedremo in seguito, è il coefficiente di induzione assiale, nell'espressione del CP (15) ove $b = 1 - 2a$, otteniamo :

$$\begin{aligned} CP &= 4a(1-a)^2 \\ C_{pmax} &= 16/27 \quad \text{at } a = 1/3 \\ \text{inoltre } \begin{cases} V_2 = V_1(1-2a) \\ V = V_1(1-a) \end{cases} \end{aligned} \quad (17)$$

la 17) mette in chiaro che la velocità assiale indotta nella scia è doppia rispetto a quella indotta sul disco.

I limiti sul coefficiente a secondo la teoria del disco, sono:

$$0 < a < 1/2$$

per $a=0$ non si ha estrazione di energia

per $a=1/2$ la velocità della scia dietro il rotore è 0, soluzione fisicamente impossibile.

Fuori da questo range, le ipotesi della teoria del disco sono violate; in pratica per $a > 1/2$ il flusso diviene turbolento fino a divenire perfino in controcorrente rispetto alla direzione del vento come descrivono Eggleston e Stoddard [1], che illustrano il fenomeno dicendo che ci sono molti "stati" delle turbine eoliche derivanti dal diverso calettamento delle pale, che può variare da valori molto positivi a valori negativi. Questi stati sono:

- 1) elica trattiva,
- 2) rotore in bandiera,
- 3) aerogeneratore,
- 4) aerogeneratore con flusso turbolento
- 5) aerogeneratore con vortici ad anello,
- 6) elica frenata.

Lakshmi N. Sankar, della scuola di Ingegneria Aerospaziale e Istituto di Tecnologia della Georgia, ha visualizzato tali stati in un'esperienza presso laboratori di Sandia National per conto dell'NREL (National Renewable Energy Laboratory).

Nell'esperimento la turbina ruota a velocità angolare costante e l'angolo di calettamento globale è settato su un determinato valore, mentre viene variata con continuità in maniera crescente V_1

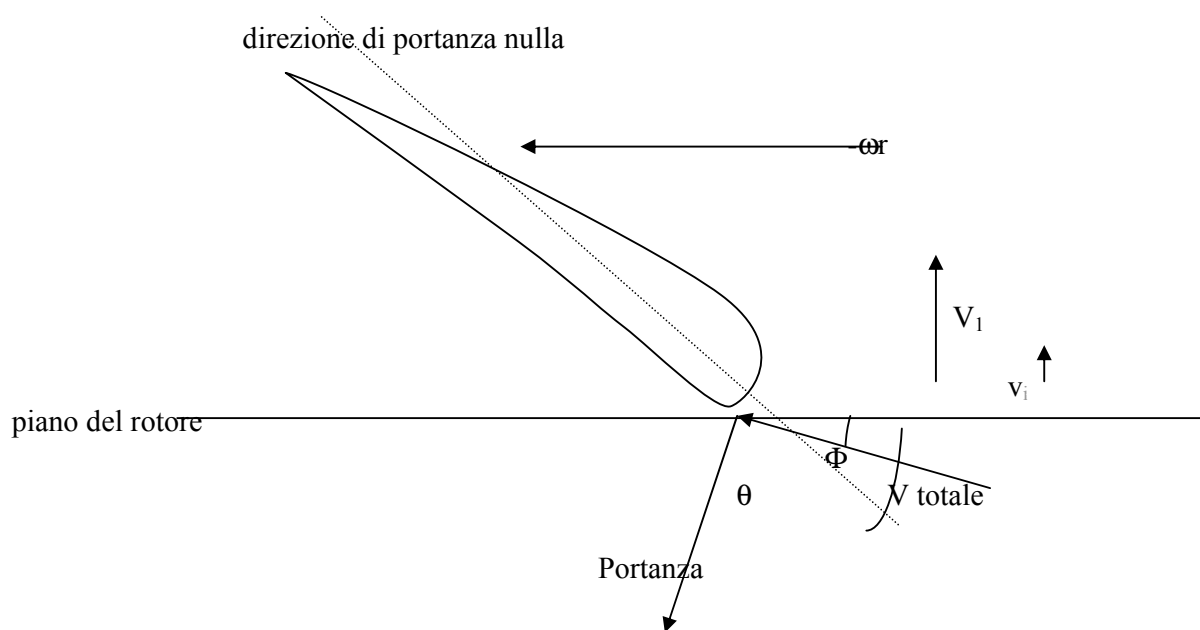
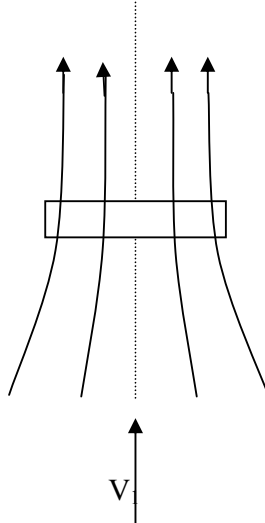


Fig.1.3

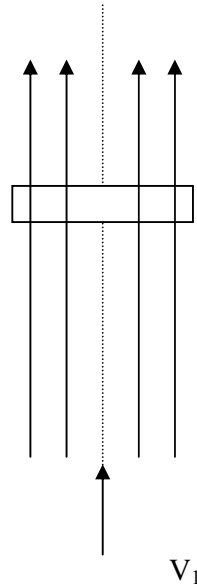
Φ = rappresenta il locale angolo di incidenza di V_{totale} sul piano del rotore
 θ = angolo di calettamento riferito alla direzione di portanza nulla
 $-\omega r$ = velocità periferica rotazionale inversa a quella del rotore
 V_1 = velocità asintotica del vento a monte
 v_i = velocità assiale indotta sul piano del disco
 V = velocità assiale totale nel piano del disco $= V_1 + v_i$

- 1) stato di elica trattiva :** si ha quando $\theta > \phi$
 cioè quando $V_1 \ll \omega r$
 e quindi v_i è concorde con V_1



In questo stato, il rotore accelera il vento nella direzione della sua provenienza, cedendogli energia. Quindi la velocità indotta v_i ha la stessa direzione del vento; ovviamente è richiesta potenza esterna sull'albero motore per mantenere la velocità angolare, che, per esempio, sugli aerei turboelica è fornita dal motore.

2) stato di bandiera: si ha quando $\theta = \phi$ e quindi $v_i = 0$



Il rotore non dà nè riceve energia dal flusso..

3) stato di aerogeneratore: si ha quando $\theta < \phi$

V_1 aumenta rispetto a ωr .

e, dalla teoria del disco attuatore, $0 < v_i < V_1/2$

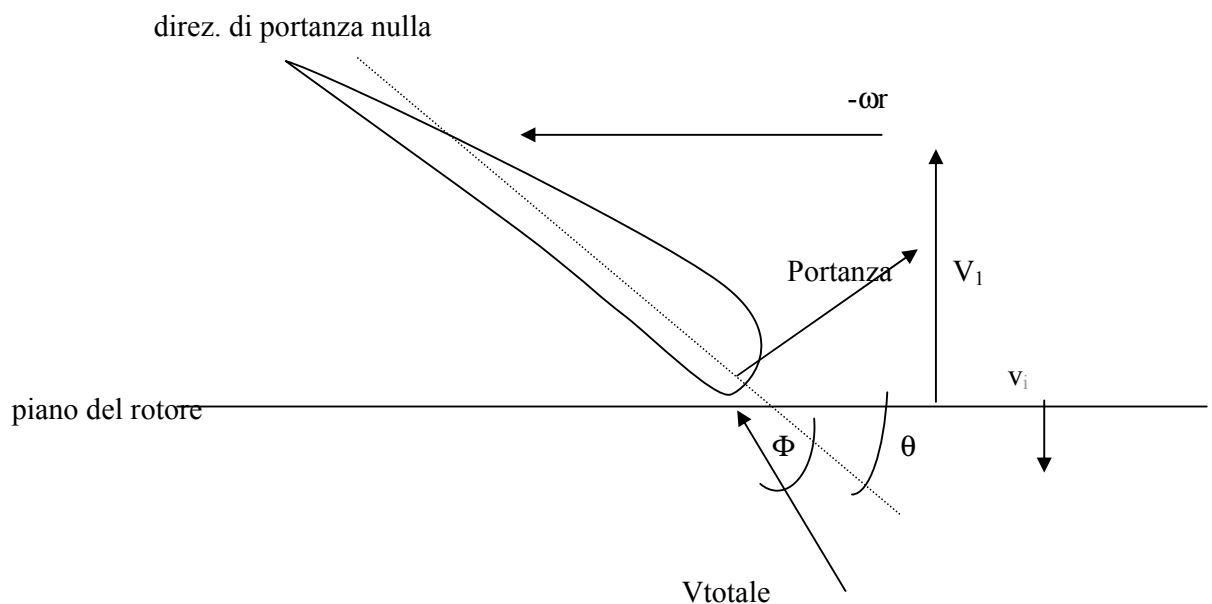
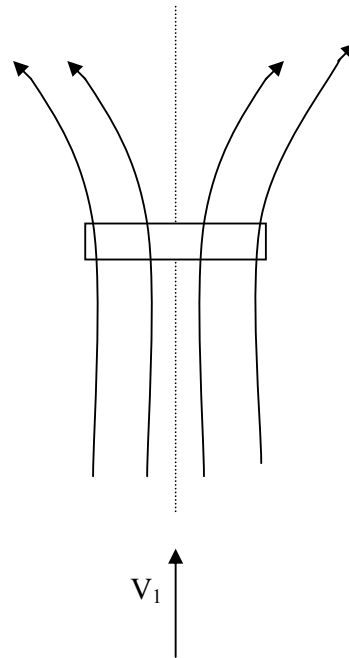
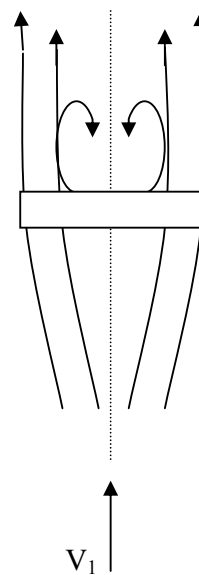


Fig.1.4



Il rotore estrae energia dall'energia cinetica del vento e il campo è stazionario nel piano rotore.

4) stato di aerogeneratore in flusso turbolento: si ha quando $\theta < \phi$
 V_1 aumenta ancora rispetto a ωr
 $v_i > V_1/2$ ma non di molto

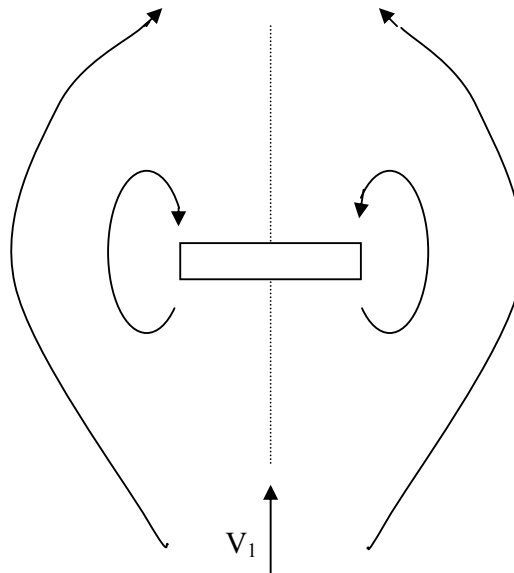


Il rotore genera ancora potenza, sebbene ridotta rispetto al caso precedente. Il disco appare opaco. Il flusso intorno al rotore è altamente NON UNIFORME e NON STAZIONARIO e non si può applicare la teoria del disco attuatore.

5) stato di aerogeneratore con vortici ad anello: si ha quando $\theta < \phi$

V_1 aumenta ancora di più rispetto
a ωr

$$v_i \cong V_1$$

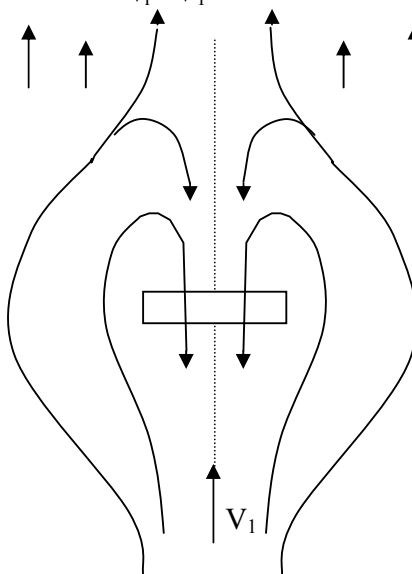


In questo stato i vortici delle estremità vengono contemporaneamente spinte avanti dal vento che sopraggiunge e spinti indietro dalle velocità indotte e quindi vengono intrappolati in vortici ad anello. Sempre più vorticità è catturata in una ciambella (vedi figura sopra) che poi scoppia permettendo alla vorticità di essere spazzata via a valle. Si origina Così un flusso instabile vicino al disco, dopodiché rinizia la generazione della vorticità di estremità a "ciambella". Il fenomeno è quindi periodico non stazionario e instabile.

6) stato di elica frenata: si ha quando $\theta < \phi$

V_1 aumenta ulteriormente rispetto a ωr

$$v_i > V_1$$



È un secondo stato turbolento. In questo stato la vorticità ad anello è subito spazzata via dal vento forte. Il rotore stalla e funziona come una piastra ad un certo angolo di attacco (come gli antichi mulini). Quindi la potenza sviluppata è dovuta alla resistenza e non alla portanza, e quindi potenza sviluppata ed efficienza sono molto basse ($CP \approx 0.17$).

Osservazione:

Gli stati 5) e 6) sono da evitare oltre che per i bassi rendimenti e potenze sviluppate anche perchè comportano carichi affaticanti aggiuntivi sul rotore. Ciò si può fare variando opportunamente il calettamento globale della pala.

1.3.2 Modello dell'elemento pala

Continuando la rassegna dei modelli aerodinamici, un metodo meno approssimato, rispetto a quello del disco attuatore, è quello della **Teoria dell'elemento pala** (Blade Element Theory) o **momentum anulus vortex model** definita per la prima volta da Glauert.

Il modo tradizionale per estendere la teoria del disco attuatore è di dividere il flusso che attraversa le pale in un numero di tubi di corrente anulari concentrici. Le equazioni di continuità, quantità di moto e momento angolare del flusso valgono anche in ogni tubo di corrente. Si considerano poi le forze agenti sugli elementi pala, ovvero la porzione delle pale intersecate da ogni tubo di corrente. La velocità e la pressione in ogni tubo di corrente sono costanti ma possono variare da un tubo all'altro; si ammette quindi che le forze e il flusso che le genera abbiano una dipendenza radiale.

Tale teoria ammette ancora come ipotesi che il rotore abbia infinite pale. Ciò equivale ad ammettere che il flusso sia UNIFORME CIRCONFERENZIALMENTE. Ovviamente con un numero molto piccolo di pale la teoria dell'elemento pala è usata per rappresentare gli effetti medi. L'esperienza mostra che le tipiche analisi delle prestazioni degli aerogeneratori possono essere fatte accuratamente con un numero di pale che va da 10 a 20; comunque, per ovviare a questa semplificazione vengono introdotti dei coefficienti (ad esempio il "Prandtl tip loss factor") per riportare il caso di infinite pale a quello di un numero finito di pale.

Altra limitazione di tale teoria è che non considera gli effetti della scia elicoidale.

A questo punto è opportuna una descrizione più dettagliata di questa teoria base, Blade Element Theory, che funge da linea guida per la maggior parte dei metodi di progettazione di aerogeneratori, compreso quelli che ricorrono del **Modello con scia vorticoso elicoidale prescritta**, adottato per la progettazione dell'aerogeneratore in oggetto.

A tal proposito occorre prima dare alcune definizioni fondamentali di un'elica:

Caratteristiche geometriche: definizioni

L'elica comporta un certo numero di pale. Si definiscono:

<u>Asse elica:</u>	asse di rotazione dell'elica
<u>Diametro elica:</u>	il diametro del cerchio spazzato dalle pale

<u>Asse di una pala:</u>	nelle eliche moderne è l'asse longitudinale, intorno al quale si può far variare l'inclinazione delle pale rispetto al piano di rotazione dell'elica.
<u>Sezione di una pala:</u>	la sezione di una pala ottenuta da un cilindro che abbia per asse l'asse dell'elica (la sezione di una pala varia con la distanza che la separa dall'asse dell'elica).
<u>Passo dell'elica:</u>	il passo di una sezione situata a distanza r dall'asse è pari alla distanza GH di cui avanzerebbe per la rotazione di un giro, un'elica (a passo costante) che si avviti nell'aria.
<u>Angolo di calettamento del profilo:</u>	è l'angolo α che la corda del profilo forma con il piano di rotazione dell'elica

Il passo H è legato all'angolo di calettamento tramite la relazione:

$$H=2\pi r \tan \alpha$$

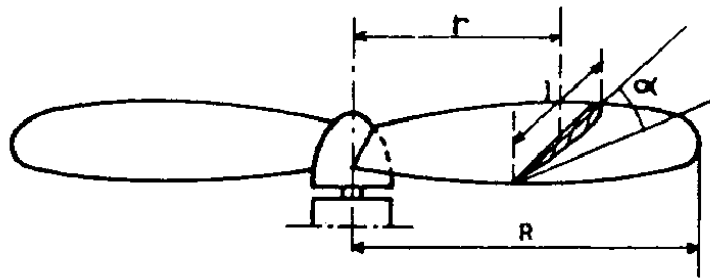


Fig.1.5

1.3.2.1 Alcune assunzioni della teoria dell'elemento pala

Ci sono due fondamentali assunzioni necessarie per estendere la teoria del disco attuatore:

1)- Il flusso in ogni tubo di corrente è indipendente da quello negli altri tubi di corrente (quindi non esiste una componente trasversale della velocità).

2)- Le forze che agiscono su ogni elemento pala sono le stesse che agiscono su un profilo di stessa sezione angolo d'incidenza e velocità effettiva.

È facile dimostrare che ambedue le assunzioni possono cadere in difetto. Per quanto riguarda la prima, se c'è una dipendenza radiale della velocità, allora ci deve essere un gradiente radiale di pressione nel flusso, e ogni tubo di corrente eserciterà una forza sui suoi due vicini. Fortunatamente questa forza è ridistributiva, cioè il suo integrale sull'intero flusso è zero, Così ignorandola non si commette un grosso errore.

La seconda assunzione è molto più interessante. L'analogo profilo 2D di un aerogeneratore è una serie di profili spazati di $a=2\pi r/N$, dove N è il numero delle pale.

Il rapporto tra la lunghezza della corda c e a definisce la locale solidità $\sigma = cN/2\pi r$. Se $\sigma \rightarrow 0$, allora ci aspettiamo che la pala si comporti come un profilo, ma se σ è alta, il flusso su ogni pala sarà influenzato dalla vicinanza delle altre pale. Uno degli effetti maggiori di questa vicinanza è il ritardo della separazione, come si osserva sperimentalmente. Così la seconda assunzione richiede che $\sigma \rightarrow 0$. È interessante notare che i rotori progettati per prestazioni di ottimo, usualmente hanno piccole solidità, comprese tra 0.1 e 0.2.

1.3.2.2 Le equazioni conservative per i tubi di corrente anulari

Il raggio all'estremità della pala è R . Lo spessore del tubo di corrente a monte è dr_1 , dr sulle pale, e dr_{inf} nella scia a valle. Il tubo di corrente è circolare e $dr \ll r$. Si trascura la velocità in direzione radiale ma la velocità circonferenziale è considerata. Prima considereremo le equazioni conservative.

1.3.2.2.1 Conservazione della massa

Applicando l'equazione di conservazione della massa all'elemento dl tubo di corrente circolare (vedi fig.1.6):

$$\rho V_1 2\pi r_1 dr_1 = \rho V 2\pi r dr = \rho V_{inf} 2\pi r_{inf} dr_{inf}$$

o analogamente

$$V_1 r_1 dr_1 = V r dr = V_{inf} r_{inf} dr_{inf} \quad (18)$$

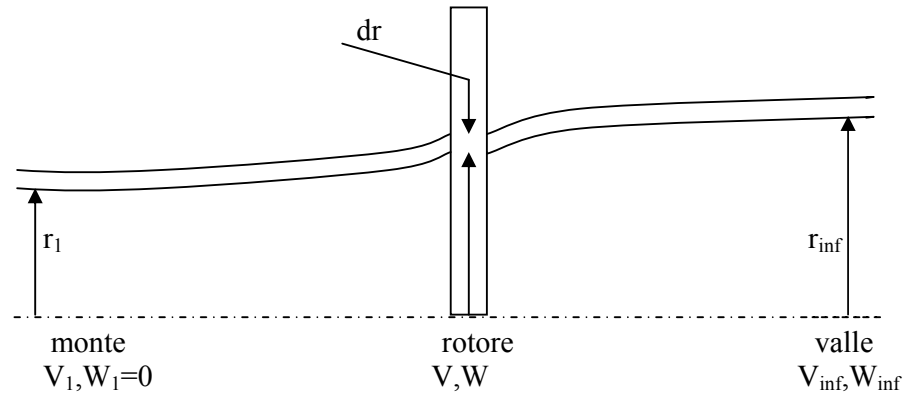


Fig.1.6 Tubo di corrente circolare che interseca l'elemento pala

1.3.2.2.2 Conservazione della quantità di moto

Il contributo del flusso elementare alla forza assiale sul rotore è:

$$dF = \rho V_1 V_1 2\pi r_1 dr_1 - \rho V_{inf} V_{inf} 2\pi r_{inf} dr_{inf}$$

usando l'equazione 18), si ottiene

$$dF = 2\pi \rho V r dr (V_1 - V_{inf})$$

Questa è la forza totale che agisce sugli N elementi pale che intersecano il tubo di corrente elementare. Tale forza può essere riscritta come:

$$dF = 4\pi r \rho V_1^2 a(1-a) dr \quad 19)$$

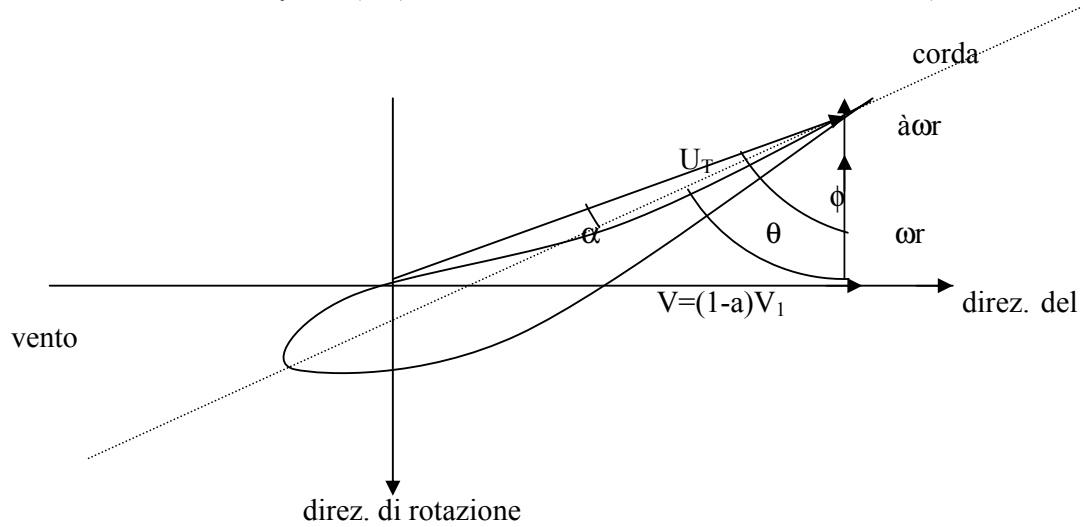


Fig.1.7

dove a è il coefficiente di interferenza assiale definito dalla 16) ovvero:

$$a = (1 - V/V_1)$$

occorre osservare che, più grande è il valore di a , più il vento viene rallentato attraverso le pale.

1.3.2.2.3 Conservazione del momento angolare

Il momento elementare che agisce lungo l'asse di rotazione è:

$$dT = \rho r_{inf} W_{inf} V_{inf} 2\pi r_{inf} dr_{inf} \quad 20)$$

assumendo che non ci sia velocità rotazionale a monte del rotore.

A valle del rotore, per la conservazione del momento angolare, si ha $r W = r_{inf} W_{inf}$.

Usando questa relazione e quella della conservazione della massa

$$dT = 2\pi \rho V_1 (1-a) W r^2 dr$$

$$dT = 4\pi \rho V_1 (1-a) a' \omega r dr \quad 21)$$

dove $W = 2a' \omega r$ definisce il doppio del fattore di interferenza rotazionale. La velocità media \underline{W} vista dalle pale è

$$W = (W_1 + W)/2 = W/2 = a' \omega r \quad 22)$$

1.3.2.2.4 Forze che agiscono sull'elemento pala

Dalla precedente argomentazione, adesso sappiamo le componenti della velocità su un elemento pala posto al raggio r . Si ignora qualsiasi velocità trasversale (velocità entrante o uscente dalla pagina). Con riferimento alla Fig.1.8, la velocità lungo la direzione del vento è $V=(1-a)V_1$, quella circonferenziale è $W=(1+a')\omega r$. Sommando vettorialmente queste due velocità otteniamo la velocità effettiva totale U_T vista dall'elemento pala. Inoltre la figura 1.8 definisce tre importanti angoli: θ , angolo di pitch (somma dell'angolo di twist locale e l'angolo di calettamento globale), che la corda forma con il piano di rotazione; i , angolo di incidenza; ϕ , angolo di inclinazione che la velocità totale U_T forma con il piano di rotazione.

Dalla geometria si ha:

$$\theta + i = \phi \quad (23)$$

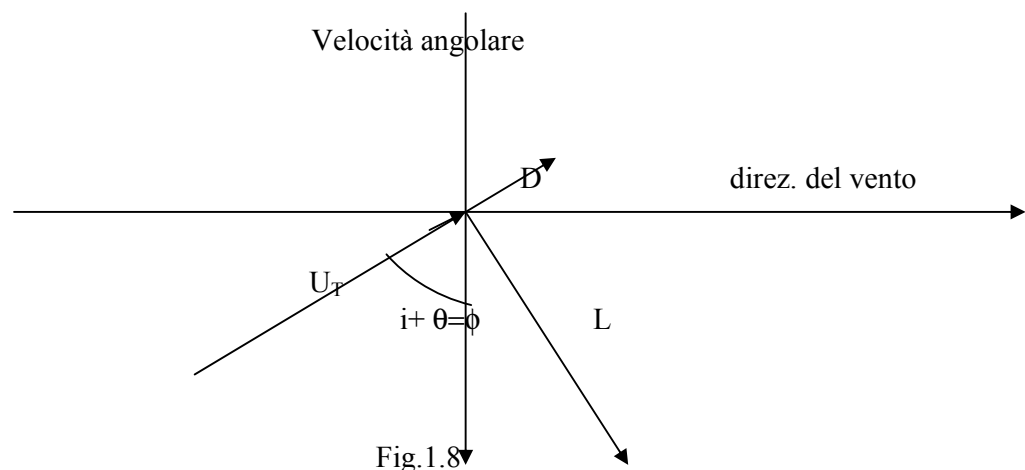
La Fig.1.8 mostra la portanza e la resistenza risultanti sull'elemento pala al raggio r .

La portanza agisce perpendicolarmente alla velocità U_T mentre la resistenza agisce nella stessa direzione di U_T . Dal momento che lo scopo principale delle forze sviluppate sull'elemento pala è produrre un momento intorno all'asse di rotazione, la figura indica la necessità di massimizzare la portanza e minimizzare la resistenza, dato che la resistenza riduce il momento prodotto dalla portanza. Quindi la chiave delle prestazioni dell'aerogeneratore risiede nell'aumentare l'efficienza aerodinamica.

In genere gli aerogeneratori operano, all'estremità delle pale, ad alti valori di $\lambda = \omega R / V_1$, tipicamente in un range compreso fra 7 e 10, mentre alla radice, ωr vale circa 0: quindi θ deve variare significativamente con il raggio per mantenere le incidenze sotto la zona di stallo dei profili. Dalla teoria dei profili alari sappiamo che

$$\begin{aligned} L &= 1/2 \rho U_T^2 c_l c \\ D &= 1/2 \rho U_T^2 c_d c \end{aligned} \quad (24)$$

dove c_l c_d c sono rispettivamente il coefficiente di portanza, di resistenza e la corda del profilo.



Adesso proiettiamo la portanza e la resistenza lungo le direzioni circonferenziale e assiale che sono quelle che interessano al progettista delle turbine eoliche.

La spinta totale sulle N pale è

$$dF = \rho U_T^2 c N (c_l \cos \phi + c_d \sin \phi) dr / 2 \quad (25)$$

mentre il momento dovuto alla componente tangenziale è

$$dT = \rho U_T^2 c N (c_l \sin \phi - c_d \cos \phi) r dr / 2 \quad (26)$$

Le equazioni 25) e 26) sono la base delle equazioni della teoria dell'elemento pala. Negli anni queste equazioni hanno subito molte modifiche per tenere conto di aspetti trascurati in questa prima versione della teoria base. Per esempio per tener conto del numero finito di pale che implica che le velocità e le pressioni non sono circonferenzialmente uniformi, come invece ipotizza la Blade Theory, è stato introdotto un coefficiente correttivo P, "Prandtl's tip loss factor". Al posto del semplice dr nelle equazioni 25) e 26) si sostituisce Pdr ove

$$\begin{cases} P = 2 \arccos(e^{-f}) / \pi \\ f = N(R-r) / (2R \sin \phi) \end{cases} \quad (27)$$

Tale calcolo conduce ad una formula integrale, per la perdita dovuta al numero finito delle pale, del tipo:

$$\eta_P = \left(1 - \frac{1.39}{P} \sin(\phi) \right)^2 \quad (27bis)$$

dove ϕ è l'angolo di inclinazione all'estremità delle pale.

In pratica, P, che è sempre minore dell'unità, apporta solo una piccola differenza nel predire le prestazioni dell'aerogeneratore ed è spesso trascurato.

1.3.3 Modello con scia vorticoso elicoidale prescritta

Un modello più avanzato è il **Modello con scia vorticoso elicoidale prescritta**. Questo è il modello utilizzato nell'implementazione della metodologia di progetto aerodinamico dell'aerogeneratore in oggetto.

Si ipotizza che i vortici, che formano una scia a spirale dietro le estremità delle pale, definiscono il campo intorno al rotore accordandosi al teorema di Biot-Savart. Anche qui ogni sezione del rotore genera una forza di portanza proporzionale alla vorticità locale (influenzata anche da quella della scia elicoidale). Integrando gli effetti dei vortici di coda sulla pala, si possono determinare le velocità e quindi le forze e i momenti che agiscono sul rotore. Come nel modello precedente anche qui sono richiesti i dati dei profili alari 2D.

1.3.4 Modello con scia vorticoso libera

Un modello ancora più avanzato è il **Modello con scia vorticoso libera**: infatti è abbandonata l'idea di scia fissa a elicoide rigido e la direzione dei vortici di scia è calcolata iterativamente. Ovviamente, questo metodo necessita di elevati tempi macchina e la precisione ottenuta non è molto maggiore del metodo di Glauert.

Attualmente ci sono una serie di laboratori che stanno studiando l'ottimizzazione con metodi che fanno uso di codici di calcolo CFD per descrivere al meglio la fisica del problema su aerogeneratori di medie e grosse dimensioni. Si tiene quindi conto anche del campo della alte incidenze, della transizione dello strato limite, della separazione di quest'ultimo, dell'instabilità, degli effetti di ritardo. I dati teorici vengono poi confrontati con i risultati di prove sperimentali fatte in galleria del vento. L'uso di questi codici necessita però di lunghi tempi macchina non compatibili con i nostri tempi di progetto. Inoltre, le dimensioni del nostro aerogeneratore sono piccolissime al confronto di quelli per cui sono stati implementati tali modelli CFD. Quindi, nel nostro caso, dobbiamo confrontarci con bassi numeri di Reynolds (10^4 - 10^5), campo dove anche gli attuali metodi CFD non sono attendibili. Da tutto ciò nasce la necessità di implementare una metodologia più semplice (quindi dai ridotti tempi macchina), capace di tenere conto degli effetti dei bassi Re, e il cui grado di approssimazione permetta comunque di stabilire quale scelta geometrica della pala sia la migliore in termini di CP.

1.4 Breve descrizione e prima approssimazione delle prestazioni delle macchine ad asse orizzontale

Le installazioni eoliche più potenti che siano state costruite sono del tipo ad asse orizzontale e si suddividono in:

- aeromotori lenti
- aeromotori veloci

1.4.1 Aeromotori lenti

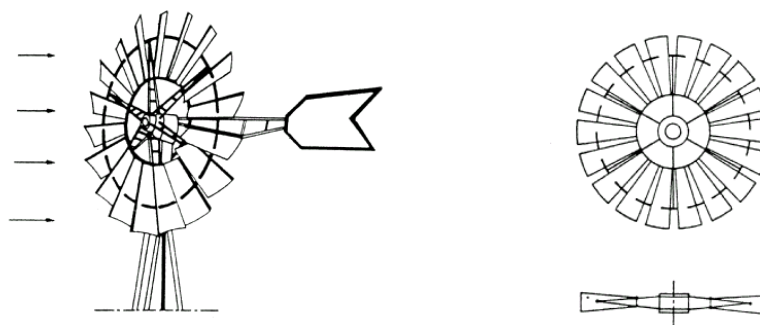


Fig.1.9

Essendo lenti, a parità di potenza erogata, necessitano di un maggior numero di pale il cui numero varia da 12 a 24, coprendo quasi totalmente la superficie della ruota.

Come si nota dalla figura il timone a valle mantiene la ruota di fronte al vento.

Il diametro degli aeromotori più grandi di questo genere che si costruiscono oggi è dell'ordine dei 5-8 m. È stata anche costruita negli Stati Uniti una ruota multipala del diametro di 15 m. Va precisato che questi aeromotori multipala sono utilizzati con venti di debole intensità.

Essi partono a vuoto con dei venti dell'ordine di 2-3 m/s. La coppia di avviamento è relativamente elevata.

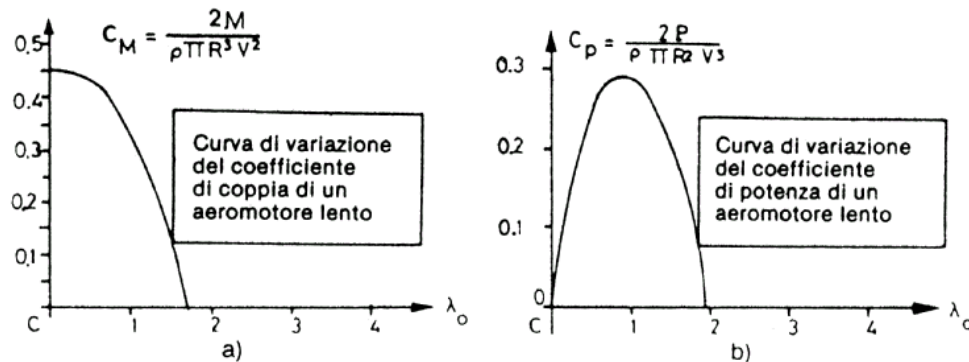


Fig1.10

I grafici in Fig. 1.10 rappresentano i risultati di prove effettuate nei laboratori Eiffel. Per il modello considerato il rendimento massimo è intorno a $\omega R/v_1=1$.

Queste condizioni corrispondono a una velocità di rotazione ottimale in g/min pari a:

$$N=60V_1/\pi D=19V_1/D$$

e a un valore di C_P pari a 0.3 vale a dire ad una capacità di catturare l'energia pari al 50% del limite di Betz ($C_P \text{ Betz}=16/27=0.595$).

Adottando quale valore della densità dell'aria $=1.225\text{kg/m}^3$, risulta che la potenza massima suscettibile di essere ottenuta da questo tipo di macchina può venire calcolata in funzione del diametro mediante l'espressione:

$$P_{\max}=0.15 D^2 V_1^3 \quad (P=1/2\rho C_P S V_1^3)$$

dove:

D = diametro del rotore .

V_1 = velocità del vento.

La potenza è espressa in W, D in m, V_1 in m/s.

Applicando questa relazione a macchine di diametri diversi si ottiene per venti di 5 e di 7 m/s una serie di valori di velocità di rotazione e potenza indicati in Tabella 1

Diametro della ruota in m	N=V ₁ 19/D Velocità di rotazione in g/m		P=0.15 D ² V ₁ ³ Potenza max in kW	
	V=5m/s	V=7m/s	V=5m/s	V=7m/s
1	95	133	0.018	0.05
2	47.5	66.5	0.073	0.40
3	31.9	44.5	0.165	0.45
4	23.8	33.2	0.295	0.81
5	19	26.6	0.46	1.26
6	16	22.2	0.67	1.8
7	13.6	19	0.92	2.5
8	11.9	16.6	1.20	3.3
9	10.5	14.8	1.52	4.2
10	9.5	13.3	1.87	5.15

TABELLA 1.1

Le potenze sviluppate da aeromotori lenti sono relativamente modeste per due ragioni: queste macchine utilizzano principalmente venti di velocità comprese tra i 3 e i 7 m/s; d'altra parte il peso delle ruote è tale che nella costruzione non si superano diametri di 5-8 m.

Questo genere di macchine tuttavia rende degli importanti servizi nelle regioni in cui il vento è dell'ordine dei 4-5 m/s, in particolare per il pompaggio dell'acqua.

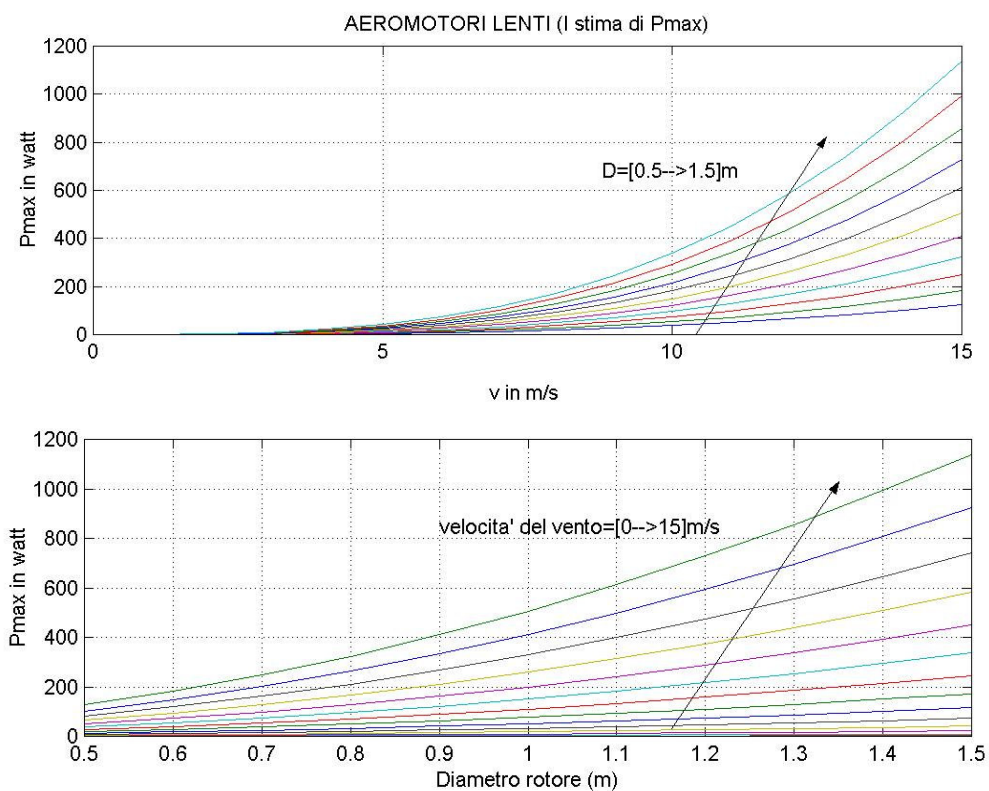


Fig.1.11

1.4.2 Aeromotori veloci

In questi il numero delle pale è assai più limitato dal momento che varia tra due e quattro.

L'interesse degli aeromotori veloci sta soprattutto nel fatto che, a parità di potenza, essi sono assai più leggeri degli aeromotori lenti, ma presentano d'altra parte l'inconveniente di mettersi in moto con difficoltà: salvo che non vi siano dei dispositivi speciali, è necessario almeno un vento di 5m/s perché si mettano a girare.

Le figure che seguono rappresentano due aeromotori veloci a tre a due pale muniti di sistemi di orientamento diversi.

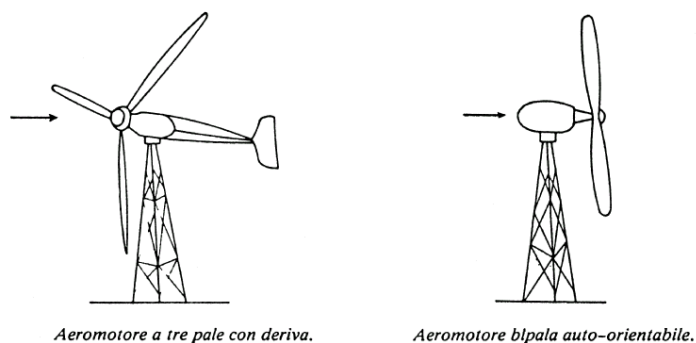


Fig.1.12

Le velocità di rotazione, a parità di potenza sviluppata, sono notevolmente più elevate rispetto alle macchine precedenti, e sono tanto maggiori quanto più il numero delle pale è ridotto.

Le seguenti figure rappresentano le curve di variazione dei coefficienti di momento e di potenza in funzione della velocità specifica λ_0 di un aeromotore bipala provato ai laboratori Eiffel.

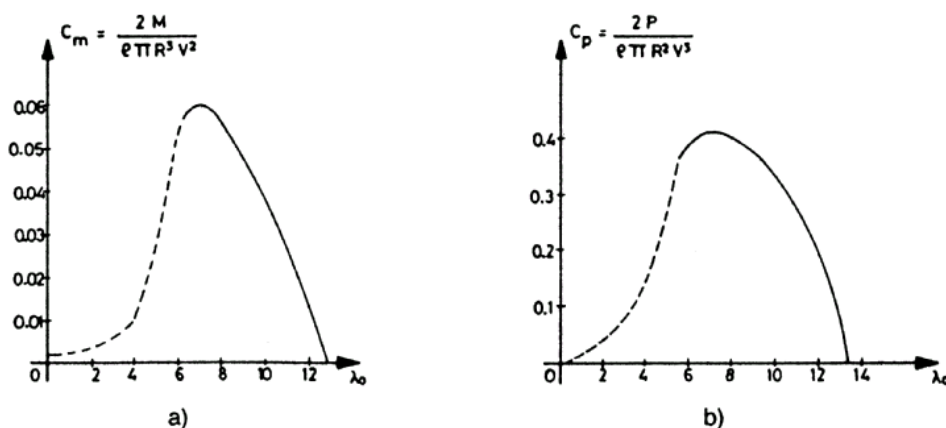


Fig.1.13

L'aeromotore presenta un rendimento massimo per:

$$\lambda_0 = \pi D N / (60 V_1) = 7$$

il che corrisponde ad una velocità di rotazione $N = 135 V_1/D$ e ad un valore di $C_p = 0.4$.

Secondo prove effettuate la potenza massima dell'aeromotore e di altri simili può essere ottenuta applicando la relazione:

$$P_{\max} = 0.20 D^2 V_1^3 \quad (P = 1/2 \rho C_p S V_1^3)$$

dove P è in W D in m e V_1 m/s.

È questa espressione che si usa in prima approssimazione per determinare la potenza massima suscettibile di essere fornita dagli aeromotori veloci, siano essi a due tre o quattro pale.

Applicando tale relazione a delle macchine di diametro compreso tra 1m e 50m, si ottengono i risultati riuniti nella Tabella 2 per venti di 7m/s e 10 m/s.

Si noti che una velocità di 12,6 m/s porterebbe la potenza fornita al doppio del valore calcolato per $V = 10$ m/s.

Diametro rotore in m	134V ₁ /D Velocità di rotazione in g/m		P=0.20 D ² V ₁ ³ Potenza max in kW	
	V ₁ =7m/s	V ₁ =10m/s	V ₁ =7m/s	V ₁ =10m/s
1	935	1340	0.07	0.2
2	470	670	0.27	0.8
3	310	450	0.60	1.8
4	235	335	1.07	3.2
5	190	270	1.7	5
6	155	220	2.4	7.2
8	120	160	4.4	12.8
10	95	134	6.07	20
15	62	90	15	45
20	47	67	26.8	80
30	31	45	60	180
40	23	33	107	320
50	19	27	168	500

TABELLA 1.2

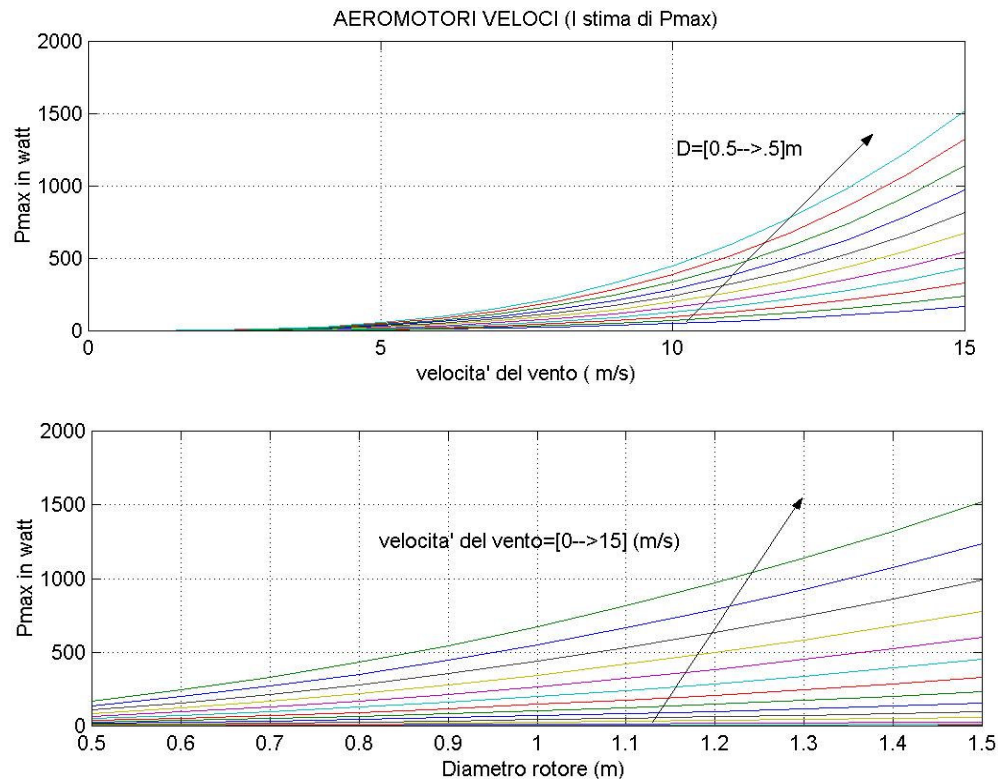


Fig.1.14

Grazie alla loro elevata velocità di rotazione gli aeromotori veloci comportano un numero esiguo di pale, 2, 3 4 al massimo.

1) Ne consegue che il loro prezzo e il loro peso sono di gran lunga minori a pari diametro, rispetto agli aeromotori lenti.

2) D'altra parte gli effetti di colpi di vento causano variazioni relative di sforzo meno notevoli, dal momento che sono calcolate per resistere a degli sforzi centrifughi ben maggiori rispetto a quelli che agiscono sugli aeromotori lenti.

3) I dispositivi di annullamento mediante la rotazione delle pale sui loro assi, previsti per le tempeste, richiedono pure forze di azionamento limitate.

4) Quando la macchina è tenuta ferma la spinta assiale, anche se le pale sono tenute in posizione di lavoro, è più debole che quando è in funzione, fatto che non si verifica con gli aeromotori lenti.

Misure effettuate in Danimarca sull'aeromotore tripala di Gedse, hanno dimostrato che la spinta assiale sulla macchina ferma era dell'ordine del 40% della spinta che si esercitava sull'aeromotore in movimento.

Questi vantaggi sono controbilanciati da un inconveniente: il piccolo valore della coppia di partenza. Un aeromotore veloce deve partire senza dover fornire uno sforzo apprezzabile.

Si può limitare tale inconveniente dando una larghezza maggiore e il migliore angolo di calettamento possibile alle pale in prossimità dell'asse, oppure utilizzando delle pale a passo variabile munite di un regolatore. L'angolo di calettamento globale deve essere massimo alla partenza e diminuire man mano che la macchina acquista velocità.

1.4.3 Profili utilizzati

I profili utilizzati sono diversi a seconda della categoria delle macchine.

Gli aeromotori lenti utilizzano profili sottili leggermente concavi. A causa della loro piccola rigidità questi profili sono fissati su di un'ossatura metallica circolare che costituisce lo scheletro della ruota mobile.

I profili abitualmente usati per la costruzione delle pale degli aeromotori veloci di media e di grande stazza, sono di norma piano-convessi (Goettingen 623) o biconvessi, ma non simmetrici (NACA 4415, 4418, 23012, 23015, 23018). Tali profili presentano una resistenza ridotta e quindi permettono di ottenere un buon rendimento aerodinamico.

1.4.4 Variazione della superficie delle pale in funzione della velocità specifica λ_0

Il rapporto della superficie totale delle pale rispetto alla superficie spazzata diminuisce quando la velocità specifica $\lambda_0 = U/V$ aumenta, come si vede dalla Fig. 1.15, tratta da uno studio di Hutter presentato al congresso di Nuova Delhi nell'Ottobre del 1954.

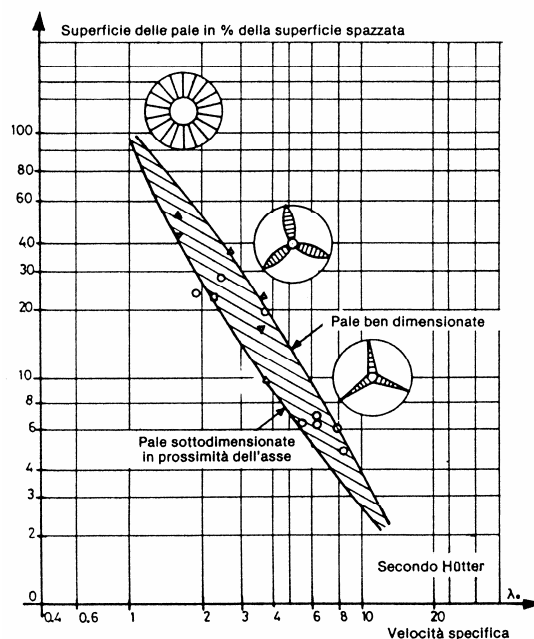


Fig1.15

1.4.5 Dispositivi di orientamento

I dispositivi più utilizzati sono:

- la deriva o timone
- il rotore eolico ausiliario
- i dispositivi a servomotore
- regolatore in vento forte per stallo

Nel prossimo paragrafo è descritto succintamente un primo dimensionamento della deriva.

Il timone

Questa soluzione è utilizzata soprattutto per orientare degli aeromotori lenti fino a 6 m di diametro. Perché il funzionamento sia soddisfacente, devono essere rispettate certe condizioni.

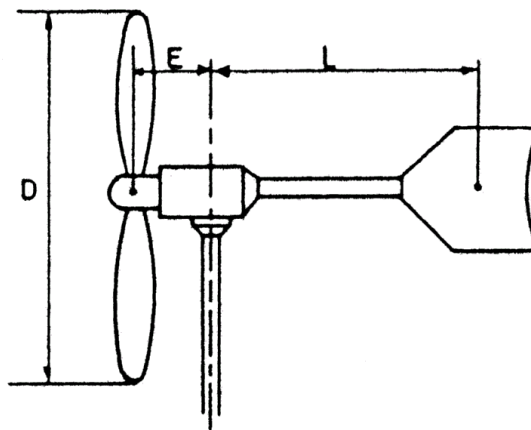


Fig.1.16

Si dà usualmente alla distanza asse di orientamento-centro del timone un valore L pari a $4 E$, dove E indica la distanza asse di orientamento-piano di rotazione dell'elica, la superficie s della deriva deve avere in funzione di S , superficie spazzata dall'elica, i seguenti valori:

- per un aeromotore multipala: $s=0.01S$;
- per aeromotore bipala o tripala: $s=0.04S$.

Se L è diverso da $4 E$, le superfici di deriva che assicureranno la stabilità saranno calcolate dalle seguenti relazioni :

- $s=0.40S \cdot E/L$ per un aeromotore multipala
- $s=0.16S \cdot E/L$ per aeromotore veloce.

In pratica spesso si dà a L un valore vicino a $0,6D$.

1.4.6 Dispositivi di regolazione

Per parecchi impieghi è desiderabile che la velocità dell'aeromotore rimanga relativamente costante, nonostante le variazioni del vento. A questo scopo si utilizzano dei regolatori di velocità. Tali dispositivi servono anche a limitare la potenza e lo sforzo sulle pale in caso di forte vento.

Si possono classificare le soluzioni adottate in due categorie: regolazione a pale fisse e regolazione a pale orientabili.

1.4.6.1 Regolazione a pale fisse

Sono stati messi a punto numerosi modelli tra cui:

- i dispositivi a deriva articolata -dispositivi a deriva fissa ed asse di rotazione inclinabile
- dispositivi a deriva rigida e freno aerodinamico

1.4.6.2 Regolazione a pale orientabili

Tale soluzione permette di adattare la ruota a diverse condizioni di vento, fino allo stadio di posizione di bandiera, in caso di vento molto forte. In quest'ultimo caso gli sforzi che si esercitano sulle pale sono ridotti a dei valori minimi.

Le variazioni di passo avvengono sotto l'effetto della pressione aerodinamica (poco usata, data la lentezza di risposta della pressione dinamica con le variazioni di velocità) o delle forze centrifughe che agiscono sulle masse.

2. CALCOLO AERODINAMICO DELLE PALE DI UN AEROGENERATORE AD ASSE ORIZZONTALE

La parte essenziale di un aeromotore è costituita dalle pale.

La costruzione delle pale pone di fronte due problemi:

- lo studio aerodinamico della pala, la scelta del profilo l'angolo di calettamento, il numero delle pale ecc.
- il dimensionamento della pala dal punto di vista della resistenza dei materiali.

Quest'ultimo problema, riguardo al progetto strutturale dell'aerogeneratore in oggetto, è stato affrontato in un secondo tempo dalla ditta EDI.

2.1 Numero delle pale e calcolo del diametro

Molti elementi della costruzione dipendono dalla destinazione d'uso dell'aeromotore e dalla velocità locale dei venti.

Se si desidera costruire un aeromotore per generazione di elettricità se ne adotterà preferenzialmente uno veloce che abbia una velocità specifica d'estremità $\lambda_0 = \omega R / v_1$ elevata, compresa per esempio tra 5 e 8, in modo da limitare al massimo il rapporto di moltiplicazione della velocità di rotazione per il trascinamento dell'alternatore. L'aeromotore sarà perciò bipala o tripala.

Se si tratta di un aeromotore destinato al pompaggio di acqua, in una zona dove la velocità del vento non sia elevata, si adotterà una macchina multipala che presenti una velocità specifica λ_0 dell'ordine di 1 o 2.

In sostanza il numero delle pale dipende dalla velocità specifica.

Per

λ_0	n° pale
1	8-24
2	8-6
3	6-4
4	2-4
5	2-3

Il diametro della macchina sarà determinato in seguito dall'una o dall'altra delle relazioni che abbiamo trovato in precedenza.

- $P = 0.15 \cdot D^2 V^3$ per aerogeneratori lenti
- $P = 0.20 \cdot D^2 V^3$ per aerogeneratori veloci.

Ma la risposta a tali domande rimane insufficiente a costruire l'elica. Per la realizzazione è ancora necessario determinare la larghezza del profilo delle pale in funzione della loro distanza dall'asse di rotazione, come pure il calettamento. Tutto ciò avendo lo scopo di ottimizzare le prestazioni.

Allo scopo di risolvere tale problema, sono state elaborate diverse teorie. Nel seguito verranno esposte una teoria semplificata e una teoria dei vortici approfondita dai ricercatori dell'Università americana di Amherst, che si avvale dei lavori di Glauert (ed è tale procedura quella adottata nella progettazione del nostro aerogeneratore).

Per concludere effettueremo un esame comparativo dei risultati che si ottengono applicando entrambe le teorie citate: vedremo che conducono a dei risultati molto vicini tra loro.

2.2 Teoria semplificata

Essa si basa sulla teoria dell'elemento pala.

2.2.1 Relazione base per il calcolo della larghezza delle pale

Per determinare la larghezza delle pale, valuteremo in due modi nelle condizioni ottimali di funzionamento, la spinta assiale sui profili, compresa tra r e $r+dr$, di un tubo di corrente circolare, secondo la teoria dell'elemento pala.

2.2.1.1 Prima valutazione

Secondo la appena esposta teoria, la spinta assiale totale sull'insieme dell'aeromobile è:

$$F = \rho S (V_1^2 - V_2^2)/2$$

mentre la velocità del vento al momento dell'attraversamento dell'aeromotore è:

$$V = (V_1 + V_2)/2$$

dove V_1 e V_2 designano le velocità del vento a monte e a valle del rotore.

La potenza massima risulta per $V_2 = V_1/3$

si ha allora $F = 4/9 \cdot \rho S V_1^2$ e $V = 2/3 \cdot V_1$

e di conseguenza

$$F = \rho S V^2$$

Come visto nella teoria dell'elemento pala, ogni elemento della superficie spazzata contribuisce proporzionalmente alla sua area alla spinta assiale.

Il contributo in tale spinta degli elementi compresi tra r e $r+dr$ è:

$$dF = \rho V^2 dS = 2\pi \rho V^2 r dr$$

2.2.1.2 Seconda valutazione

Alla velocità di rotazione ω la velocità di trascinamento degli elementi di pala compresi tra i cilindri di raggio r e $r+dr$ risulta $U=r\omega$.

Tra la velocità assoluta del vento \underline{V} al momento dell'attraversamento dell'aeromotore, la velocità relativa del vento \underline{W} rispetto ai profili d'ala considerati, e la velocità di trascinamento \underline{U} , esiste la relazione:

$$\underline{W} = \underline{V} - \underline{U}$$

Rappresentiamo un elemento di pala di lunghezza dr in sezione (Fig. 2.1) e valutiamo gli sforzi aerodinamici, in termini di portanza e resistenza ai quali si trova sottoposto.

Si ottengono i valori:

$$dL = \frac{1}{2} \rho C_l W^2 l dr \quad \text{e} \quad dD = \frac{1}{2} \rho C_d W^2 l dr$$

e per la risultante:

$$dR = \frac{dL}{\cos \varepsilon}$$

dove ε è l'angolo determinato dalle direzioni di dR e di dL ed l è la corda del profilo alla distanza r .

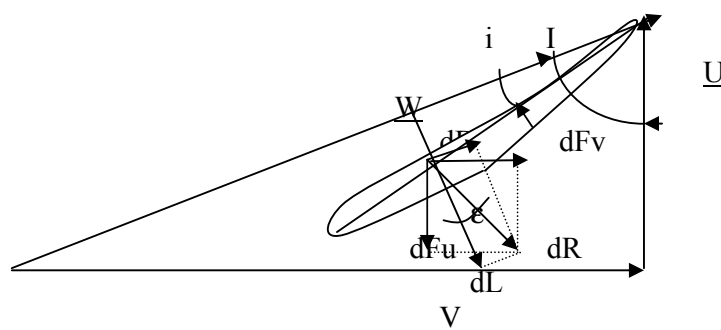


Fig.2.1

tenendo presente che $W=V/\sin I$, si ricava

$$dR = \frac{1}{2} \rho C_l \frac{W^2 l}{\cos \varepsilon} dr = \frac{1}{2} \rho C_l \frac{V^2 l dr}{\sin^2 I \cos \varepsilon}$$

Proiettando dR sulla direzione dell'asse di rotazione e calcolando il contributo dF dei profili compresi tra i cilindri r e $r+dr$ nella spinta assiale esercitata sull'aeromotore, e definendo con p il numero delle pale, si ottiene:

$$dF = \frac{1}{2} \rho C_l p \frac{V^2 \cos(I - \varepsilon)}{\sin^2 I \cdot \cos \varepsilon} l dr$$

Confrontando questa relazione con l'espressione ottenuta per dF nel paragrafo precedente

$$dF = 2\pi \rho V^2 r dr$$

si ottiene:

$$C_l p l = 4\pi r \frac{\sin^2 I \cos \varepsilon}{\cos(I - \varepsilon)}$$

2.2.2 Studio della relazione ottenuta. Semplificazione

La precedente relazione può essere riscritta sviluppando $\cos(I - \varepsilon)$:

$$C_l p l = 4\pi r \frac{\tan^2 I \cos I}{1 + \tan \varepsilon \cdot \tan I}$$

In condizioni ottimali di funzionamento (a P_{max}) la velocità del vento al momento dell'attraversamento dell'aeromotore è $V = 2/3 V_1$, dove V_1 è la velocità del vento.

L'angolo di inclinazione I è allora legato alla velocità del vento V_1 dalla relazione:

$$\cot g I = \frac{\omega r}{V} = \frac{3}{2} \frac{\omega r}{V_1} = \frac{3}{2} \lambda$$

Sostituendo nell'espressione che dà $C_l p l$ le funzioni sinusoidali dell'angolo I con i loro valori in funzione di λ , si ottiene:

$$C_l p l = \frac{16\pi}{9} \cdot \frac{r}{\lambda \sqrt{\lambda^2 + \frac{4}{9} \left(1 + \frac{2}{3\lambda} \tan \varepsilon\right)}}$$

Nelle condizioni normali di utilizzazione, il valore di $\tan \varepsilon = dD/dL = C_d/C_l$ è di norma assai poco elevato.

Per delle incidenze prossime all'incidenza ottimale e per profili aerodinamici tipici, $\tan \varepsilon$ è dell'ordine di 0.05. In pratica risulta che la relazione precedente si può scrivere

$$C_l p l = \frac{16\pi}{9} \cdot \frac{r}{\lambda \sqrt{\lambda^2 + \frac{4}{9}}} \quad (28)$$

Le velocità specifiche λ alla distanza r dall'asse di rotazione $\lambda = \omega r / V_1$ e alle estremità della pala $\lambda_0 = \omega R / V_1$ sono legate tra loro dalla relazione $\lambda = \lambda_0 * r / R$. Inserendo tale valore nell'espressione sopra riportata, si ottiene :

$$C_l p l = \frac{16\pi}{9} \cdot \frac{R}{\lambda_0 \sqrt{\lambda_0^2 \frac{r^2}{R^2} + \frac{4}{9}}} \quad (29)$$

2.2.3 Applicazione al calcolo della larghezza delle pale. Principio del calcolo e note

Assumendo noti:

- la velocità specifica
- il diametro dell'aeromotore

si può calcolare l'angolo di inclinazione I nelle condizioni di ottimo, per ogni valore di r , mediante la relazione :

$$\cot g I = \frac{3}{2} \lambda = \frac{3}{2} \lambda_0 \frac{r}{R}$$

- Se l'angolo di calettamento α è fissato, l'angolo di incidenza i risulta pure determinato ($i = I - \alpha$). Si può allora ottenere, mediante la polare corretta del profilo, il valore di C_l .
- Se il numero delle pale p è dato, l'espressione di $C_l p l$ permette allora di calcolare la larghezza l delle diverse pale in funzione della distanza r dall'asse.

L'espressione (29) che da' $C_l p l$ mostra che la larghezza l del profilo è tanto minore quanto maggiore è λ_0 . Le macchine saranno tanto più leggere quanto più veloci gireranno.

La relazione indica che nella misura in cui C_l resta costante lungo la pala, la larghezza l cresce dall'estremità della pala verso la radice. È tuttavia necessario evidenziare che tale regola ha delle eccezioni. Infatti, in certi aeromotori C_l non si mantiene costante lungo la pala, cosicché la larghezza della pala non deve per forza decrescere quando aumenta la distanza dall'asse.

2.2.4 Rendimento aerodinamico teorico dell'elemento pala. Angolo di incidenza ottimale.

Si può definire il rendimento aerodinamico dell'elemento pala compreso tra r e $r+dr$,

$$\eta = \frac{dP_u}{dP_t} = \frac{\omega dM_1}{V dF_v} = \frac{U dF_u}{V dF_v}$$

dove dF_u e dF_v sono le rispettive proiezioni della risultante aerodinamica sul piano di rotazione della pala e sull'asse dell'elica.

$$dF_u = dL \sin I - dD \cos I$$

$$dF_v = dL \cos I + dD \sin I$$

$$\cot g I = \frac{U}{V}$$

quindi:

$$\eta = \frac{dL \sin I - dD \cos I}{dL \cos I + dD \sin I} \cdot \cot g I$$

essendo $\text{tg} \epsilon = C_d / C_l$, posso anche scrivere la precedente espressione come

$$\eta = \frac{1 - \text{tg} \epsilon \cdot \cot g I}{1 + \text{tg} \epsilon \cdot \text{tg} I} \quad 30)$$

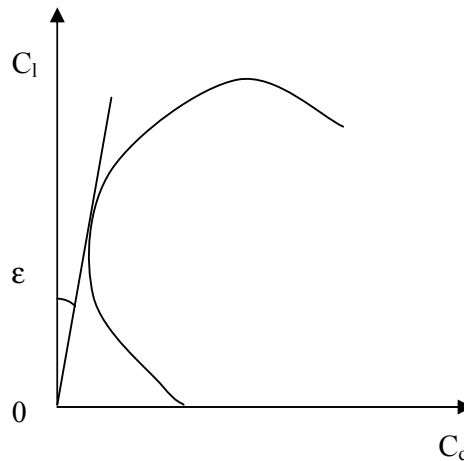


Fig.2.2, polare di un generico profilo

Quanto meno elevato è il valore di $\text{tg} \epsilon$, tanto migliore risulta il rendimento aerodinamico. Di fatto, il valore di $\text{tg} \epsilon$ viene fissato dall'incidenza. La polare del profilo mostra che $\text{tg} \epsilon$ è minimo per l'incidenza relativa al suo punto di tangenza con la retta fuoriuscente dall'origine. Per tale valore di incidenza il rendimento aerodinamico è massimo, e tale condizione è detta incidenza di massima efficienza aerodinamica.

2.3 Teoria dei vortici di Glauert

In confronto alla teoria sopra esposta, la teoria che ora verrà descritta ha il merito di prendere in considerazione la rotazione della vena al momento di attraversare l'elica e

quindi una descrizione più completa del campo velocità nel momento dell'attraversamento.

2.3.1 Sistema di vortici associato alle pale

A valle di una pala di elica esiste un insieme di vortici liberi, costituito sostanzialmente da due vortici marginali, l'uno dei quali nasce nei pressi dell'asse dell'elica, l'altro all'estremità della pala. I vortici marginali dell'estremità si avvolgono intorno alle eliche geometriche che si dipartono dalle estremità delle pale. Il raggio di tali eliche cresce per poi stabilizzarsi intorno a un determinato valore.

I vortici marginali, che hanno origine vicino al mozzo, si avvolgono pure loro a spirale, attorno all'asse dell'aeromotore. L'insieme del sistema di vortici può venire schematizzato come nelle figure sottostanti.

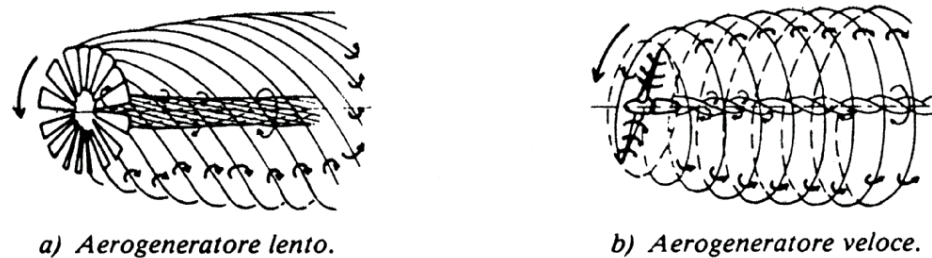


Fig.2.3

In ogni punto si può considerare la velocità dell'aria come risultante della velocità del vento naturale e della velocità indotta dal sistema di vortici.

Il campo delle velocità indotte dal sistema può quindi venire considerato come risultante della sovrapposizione dei seguenti tre sistemi di vortici:

- vortice centrale che ha per asse l'asse dell'aeromotore di circuitazione $p\Gamma = \Gamma_0$ (dove Γ è la circuitazione di un vortice collegato alla pala e p il numero delle pale).
- vortice collegato alle pale
- insieme di vortici periferici costituito dai vortici di estremità avvolgentesi ad elica intorno all'asse dell'aeromotore.

2.3.2 Determinazione delle velocità indotte

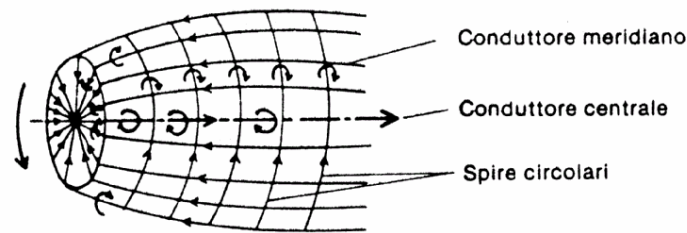
La aerodinamica classica insegna che le velocità indotte dai vortici liberi e non, possono essere ottenute mediante l'applicazione della legge di Biot e Savart allo stesso modo dei campi magnetici creati da delle correnti che percorrano dei circuiti che abbiano la stessa forma dei tubi vorticosi.

Sostituiamo quindi, a tale sistema, il sistema elettrico rappresentato in figura sotto e costituito da:

- un conduttore centrale percorso da una corrente $pI = I_0$;

- un insieme di p conduttori di lunghezza R disposti a stella, percorsi ciascuno da una corrente I e rilascianti al loro punto comune la corrente I_0 al conduttore di cui prima
- un insieme di conduttori avvolgentesi ad elica attorno all'asse dell'aeromotore, ciascuno dei quali fornisca una corrente I ai conduttori rappresentativi delle pale.

Per il calcolo del campo magnetico questo stesso insieme può venire sostituito da un insieme di spire circolari centrate sull'asse dell'elica, ed un insieme di conduttori situati su piani intermedi.



Schema elettrico equivalente.

Fig.2.4

Si calcolano i campi magnetici creati dai suddetti conduttori, ipotizzando che il numero delle pale sia infinito, il che consente di sostituire l'insieme dei conduttori a stella con un disco che riceve la corrente I_0 al suo centro.

Determiniamo in primo luogo il campo magnetico creato dal conduttore centrale, il disco e i conduttori meridiani su dei piani perpendicolari all'asse di rotazione, il più ravvicinati possibile e piazzati uno a monte e l'altro a valle del disco che rappresenta le pale.

Le linee di forza del campo magnetico sono dei cerchi che hanno per centro l'asse dell'aeromotore per ragioni di simmetria, tanto a monte quanto a valle del disco. A valle del disco si assommano i campi dovuti ai diversi conduttori, mentre ciò non avviene a monte del disco.

Bisogna comunque notare che i campi H_c e H_m creati dal conduttore centrale e i conduttori meridiani (teoricamente in numero infinito) mantengono lo stesso valore ad una stessa distanza dall'asse, sia che ci si trovi nel piano situato a monte sia in quello a valle, oppure nel piano del disco stesso, a causa della distanza minima che divide tali piani.

Se si applica il teorema di Ampere a monte del disco, lungo un cerchio che abbia per centro l'asse dell'aeromotore, si ottiene un campo nullo dal momento che nessuna corrente attraversa il contorno circolare considerato, il che significa che il campo H_d dovuto alle correnti che percorrono il disco è pari in ampiezza e direzione opposta ai campi creati dal conduttore centrale ed i conduttori situati sui piani meridiani:

$$H_{\text{disco}} = H_{\text{centrale}} + H_{\text{meridiani}}$$

A valle questi campi diversi si sommano. Il campo risultante alla stessa distanza r dall'asse è:

$$H = H_{\text{disco}} + H_{\text{centrale}} + H_{\text{meridiani}} = 2H_{\text{disco}}$$

i campi creati dal disco e dal conduttore centrale e dai meridiani hanno lo stesso valore per il fatto che i piani sono molto vicini.

Nel piano del disco stesso il campo dovuto alle correnti che percorrono il disco è nullo. In ogni punto di questo piano si può in effetti aggiungere al campo creato da un settore angolare elementare, il campo opposto, creato dal settore angolare elementare simmetrico rispetto alla retta congiungente il punto considerato con il centro del disco. Ne segue che il campo risultante nel piano del disco alla distanza r dall'asse di rotazione ha per valore:

$$H = H_{\text{centrale}} + H_{\text{meridiani}} = H_{\text{disco}}$$

dove H_d è l'intensità del campo magnetico tangenziale creato dal disco nelle sue immediate vicinanze alla distanza r dal suo centro.

Si consideri ora il campo creato dalle spire circolari. Si sa che al centro di un solenoide il campo assiale ha per intensità $H_{\text{assiale}} = n_1 I$, dove n_1 è il numero di spire per unità di lunghezza, mentre, all'estremità del solenoide, il campo assiale vale: $H_{\text{assiale}} = n_1 I/2$.

Ritorniamo al problema concreto dell'aeromotore.

A valle del disco, al campo $2H_{\text{disco}}$ perpendicolare all'asse, corrisponde una velocità tangenziale indotta v_θ . Si osserva una rotazione del flusso alla velocità angolare Ω nel senso contrario alla rotazione delle pale.

Nel piano del disco, al campo H_{disco} corrisponde una velocità tangenziale indotta $v_\theta/2$, quindi una velocità angolare $\Omega/2$. A monte del disco il campo risultante è nullo e quindi anche la velocità angolare è ivi nulla.

Ponendo v la velocità assiale indotta a valle dell'aeromotore dai sistemi di vortici delle spire circolari, tale velocità indotta, che corrisponde al campo assiale $n_1 I$, è diretta in senso contrario alla velocità V_1 .

Nel piano di rotazione dell'elica la velocità assiale indotta raggiunge soltanto $v/2$, dal momento che il campo magnetico corrispondente è $n_1 I/2$.

In definitiva la velocità assiale risultante ha per intensità:

$$V = V_1 - v/2$$

al momento dell'attraversamento, e:

$$V_2 = V_1 - v$$

a valle dell'aeromotore.

Eliminando v tra queste due espressioni, si constata che la legge di Betz $V = \frac{(V_1 + V_2)}{2}$ rimane valida.

A valle la velocità di rotazione del flusso rispetto alle pale è $\omega + \Omega$.

Poniamo $\omega + \Omega = h\omega$, per cui:

$$\Omega = (h - 1)\omega$$

Al momento di attraversare l'aeromotore, la velocità di rotazione della vena fluida rispetto alle pale è $\omega + \Omega/2$. Sostituiamo Ω con il suo valore nella relazione:

$$\omega + \Omega/2 = \frac{(1 + h)}{2} \omega$$

a cui corrisponde alla distanza r , una velocità tangenziale

$$U' = \omega r(1 + h)/2 \quad (31)$$

Se si pone $V_2 = kV_1$, la velocità assiale al momento dell'attraversamento si può scrivere nella seguente forma:

$$V = \frac{(V_1 + V_2)}{2} = \frac{V_1(1 + k)}{2} \quad (32)$$

Quindi, $\cot gI$ e $W = |V - U'|$, alla distanza r , sono date da :

$$\cot gI = \frac{U'}{V} = \frac{\omega \cdot r}{V_1} \cdot \frac{1 + h}{1 + k} = \lambda \cdot \frac{1 + h}{1 + k} = \lambda_e \quad (33)$$

$$W = \frac{V_1(1 + k)}{2 \sin I} = \frac{\omega \cdot r(1 + h)}{2 \cos I} \quad (34)$$

2.3.3 Valutazione degli sforzi assiali e tangenziali. Calcolo della coppia

Consideriamo l'elemento di pala compreso tra le distanze r e $r+dr$, e calcoliamone gli sforzi che vi si esercitano in due modi, considerando dapprima l'azione aerodinamica diretta e poi attraverso i teoremi generali di meccanica dei fluidi.

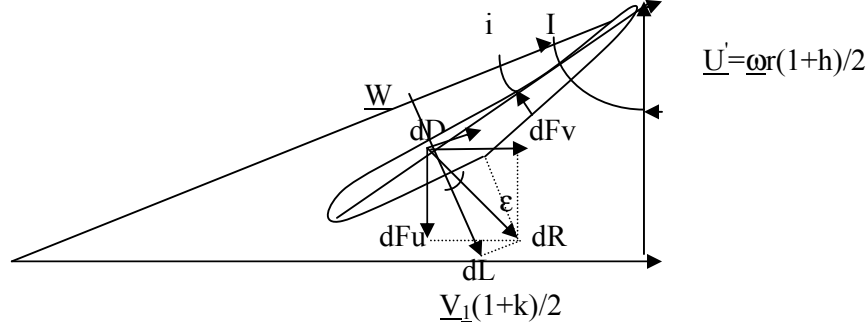


Fig.2.5

2.3.3.1 Valutazione di primo tentativo

Per la componente assiale:

$$dF_v = dL \cos I + dD \sin I = 1/2 \rho l W^2 dr (C_l \cos I + C_d \sin I)$$

Per la componente tangenziale:

$$dF_u = dL \sin I - dD \cos I = 1/2 \rho l W^2 dr (C_l \sin I - C_d \cos I)$$

Ponendo: $\tan \varepsilon = \frac{C_d}{C_l}$, si ottiene:

$$dF_v = 1/2 \rho l W^2 dr C_l \frac{\cos(I - \varepsilon)}{\cos \varepsilon} \quad (35)$$

$$dF_u = 1/2 \rho l W^2 dr C_l \frac{\sin(I - \varepsilon)}{\cos \varepsilon} \quad (36)$$

Quindi, il contributo assiale di tutte le pale in direzione assiale risulta essere:

$$dF = p dF_v \quad (37)$$

e per quanto riguarda l'elementare coppia motrice:

$$dM = p r dF_u \quad (38)$$

2.3.3.2 Seconda valutazione

Applicando il teorema di Eulero per la spinta assiale elementare, si ha:

$$dF = \rho \pi dr V_1^2 (1 - k^2) \cdot r \quad (39)$$

e, per il momento elementare:

$$dM = \rho \pi r^3 dr V_1 (1 + k) \Omega = \rho \pi r^3 dr V_1 (1 + k) (h - 1) \omega \quad (40)$$

Eguagliando i valori rispettivi di dF ottenuti con i due metodi e sostituendo W con il suo valore in funzione di V₁, risulta:

$$C_{lpl} = \frac{2\pi V_1^2 (1 - k^2) \cos \varepsilon}{W^2 \cos(I - \varepsilon)} = \frac{8\pi (1 - k) \cos \varepsilon \cdot \sin^2 I}{(1 + k) \cos(I - \varepsilon)} \quad (41)$$

Agendo allo stesso modo per dM si ottiene:

$$C_{lpl} = \frac{2\pi \omega r V_1 (1 + k) (h - 1) \cos \varepsilon}{W^2 \sin(I - \varepsilon)} = \frac{4\pi (h - 1) \sin 2I \cos \varepsilon}{(h + 1) \sin(I - \varepsilon)} \quad (42)$$

da tali eguaglianze se ne deducono le seguenti:

$$G = \frac{(1 - k)}{(1 + k)} = \frac{C_{zpl} \cos(I - \varepsilon)}{8\pi \cos \varepsilon \sin^2 I} \quad (43)$$

$$E = \frac{(h - 1)}{(h + 1)} = \frac{C_{zpl} \sin(I - \varepsilon)}{4\pi \sin 2I \cos \varepsilon} \quad (44)$$

e dividendo membro a membro

$$\frac{G}{E} = \cot g(I - \varepsilon) \cot gI \quad (45)$$

2.3.4 Coefficiente di potenza locale

La potenza elementare ricavata dal flusso elementare che attraversa l'aeromotore tra i cerchi di raggio r e r+dr è data da:

$$dP_u = \omega dM = \rho \pi r^3 dr \omega^2 V_1 (1 + k) (h - 1)$$

Tale valore corrisponde a un coefficiente di potenza locale:

$$C_p = \frac{dP}{r \rho \pi dr V_1^3} = \frac{\omega^2 r^2}{V_1^2} (1 + k) (h - 1) = \lambda^2 (1 + k) (h - 1) \quad (46)$$

avendo posto $\lambda = \frac{\omega r}{V_1}$.

2.3.4.1 Valore massimo del coefficiente di potenza locale di un aeromotore

A tale scopo consideriamo un aeromotore ideale, che abbia delle pale con dei profili a resistenza nulla ($C_d=0 \Rightarrow t_g=0$). Sotto queste ipotesi si ha:

$$\frac{G}{E} = \cot^2 I = \frac{\lambda^2 (1+h)^2}{(1+k)^2} \quad (47)$$

ovvero:

$$\lambda^2 = \frac{1-k^2}{h^2-1} \Rightarrow h = \sqrt{1 + \frac{1-k^2}{\lambda^2}} \quad (48)$$

ne deriva

$$C_p = \lambda^2 (1+k) \left(\sqrt{1 + \frac{1-k^2}{\lambda^2}} - 1 \right) \quad (49)$$

Per un dato valore di λ il coefficiente di potenza passa per un massimo in funzione di un certo k per cui $\frac{\partial C_p}{\partial k} = 0$. Il calcolo di questa derivata mostra che il massimo di C_p si ottiene per un valore di k tale che:

$$\lambda^2 = \frac{1-3k+4k^3}{3k-1}$$

ponendo:

$$k = \sqrt{\lambda^2 + 1} \cdot \cos \theta$$

si ottiene la condizione di ottimo:

$$4 \cos^3 \theta - 3 \cos \theta + \frac{1}{\sqrt{\lambda^2 + 1}} = 0$$

che, risolta in funzione di θ , dopo alcuni passaggi matematici omessi per brevità, fornisce:

$$\vartheta = \frac{1}{3} \arccos\left(\frac{1}{\sqrt{\lambda^2 + 1}}\right) + \frac{\pi}{3} = \frac{1}{3} \operatorname{arctg} \lambda + \frac{\pi}{3} \quad (50)$$

Ovvero, per ogni valore di λ si può calcolare il θ e quindi i valori di k e h che massimizzano il C_p locale.

Si noti a questo riguardo che nel caso di profilo ideale senza resistenza, i parametri cinematici dell'aerogeneratore k e h non dipendono dal tipo di profilo usato. Viceversa, come vedremo nel caso di aerogeneratore reale (nostro caso), k e h dipendono dal tipo di profilo tramite la sua efficienza aerodinamica E_{ff} . Vedremo infine che anche le prestazioni dinamiche (C_{ptot}), nel caso di profilo reale, dipendono dal profilo soltanto tramite E_{ff} e non dal C_l .

2.3.5 Valori ottimali dell'angolo di inclinazione e della quantità $C_l p l$

Sempre nell'ipotesi di profilo ideale a resistenza nulla, noto il valore di λ che massimizza C_p (e quindi il k ed h corrispondenti) è possibile determinare I mediante la formula:

$$\cot gI = \lambda_e = \lambda \frac{1+h}{1+k}$$

Per determinare $C_l p l$ la formula corrispondente (sostituendo $\cot gI = \lambda_e$) si riduce a:

$$C_{pl} = \frac{8\pi(1-k)\cos\varepsilon \cdot \sin^2 I}{(1+k)\cos(I-\varepsilon)} = r \frac{8\pi(1-k)}{(1+k)} \cdot \frac{1}{\lambda_e \sqrt{\lambda_e^2 + 1}} \quad 51)$$

Le relazioni precedenti permettono di calcolare $C_l p l$ ed I nelle condizioni ottimali di funzionamento, per cui $C_d=0$. La conoscenza di tali quantità è indispensabile per fissare in ogni punto della pala il valore della corda l del profilo e l'angolo di calettamento α .

Per facilitare il passaggio alle applicazioni, le quantità λ_e , $k, h, C_p, C_l \cdot p \cdot l / r$ e I sono state calcolate per dei valori di λ compresi tra 0.1 e 10, facendo uso dell'abbaco riportato in Fig. 2.6. La tabella 2.1 riunisce i valori ottenuti.

Quindi utilizzando anche i sopracitati strumenti, si possono ottenere I e $C_l p l$ su tutta la lunghezza della pala. Una volta stabilita l'incidenza ideale i (e quindi noto il C_l corrispondente dalla polare del profilo) sarà determinato l'angolo di calettamento locale, α (angolo di calettamento globale + angolo di svergolamento locale) per ogni sezione della pala. Inoltre, noto il numero delle pale, dalla formula inversa di $C_l p l$ è possibile determinare il valore della corda, l , in ogni sezione della pala.

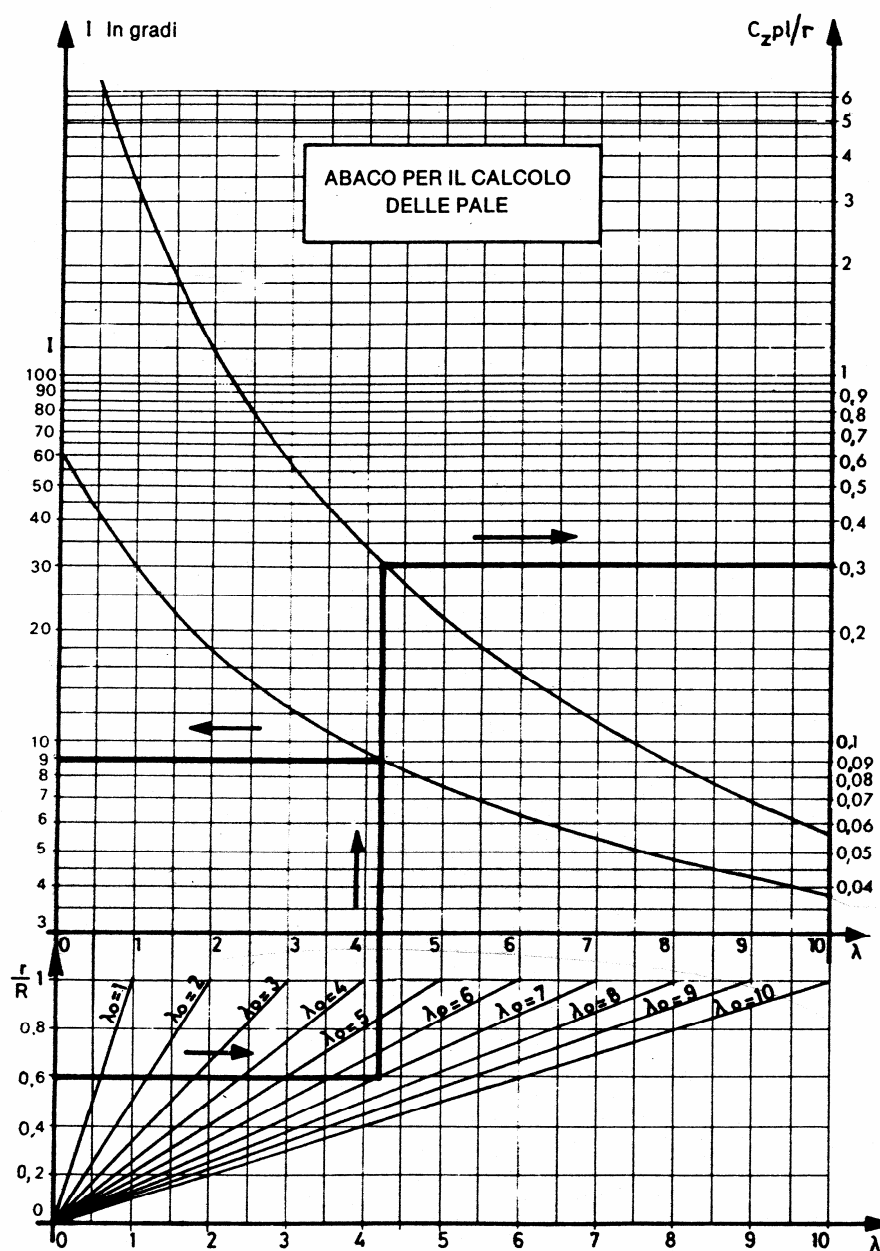


Fig.2.6

λ	λ_e	k	h	C_p	C_{lpl}/r	I°
0.1	0.670	0.473	8.666	0.116	11.149	56.193
0.2	0.768	0.451	4.574	0.207	9.819	52.460
0.3	0.873	0.432	3.168	0.279	8.600	48.867
0.4	0.984	0.416	2.483	0.336	7.506	45.466
0.5	1.099	0.403	2.086	0.381	6.641	42.290
0.6	1.219	0.393	1.830	0.416	5.700	39.358
0.7	1.343	0.384	1.655	0.444	4.975	36.672
0.8	1.470	0.377	1.530	0.467	4.353	34.227
0.9	1.600	0.371	1.437	0.485	3.821	32.009
1.000	1.732	0.366	1.366	0.500	3.367	30.000
1.100	1.866	0.362	1.311	0.512	2.980	28.183
1.200	2.002	0.359	1.267	0.522	2.648	26.537
1.300	2.140	0.356	1.232	0.531	2.363	25.046
1.400	2.279	0.353	1.203	0.538	2.118	23.692
1.500	2.419	0.351	1.179	0.544	1.906	22.460
1.600	2.560	0.349	1.159	0.549	1.723	21.337
1.700	2.702	0.348	1.142	0.553	1.563	20.310
1.800	2.844	0.346	1.128	0.557	1.423	19.370
1.900	2.988	0.345	1.115	0.560	1.300	18.506
2.000	3.132	0.344	1.105	0.563	1.191	17.710
2.100	3.276	0.343	1.095	0.565	1.095	16.976
2.200	3.421	0.343	1.087	0.568	1.010	16.296
2.300	3.566	0.342	1.080	0.570	0.934	15.666
2.400	3.711	0.341	1.704	0.571	0.865	15.080
2.500	3.857	0.341	1.068	0.573	0.804	14.534
2.600	4.003	0.340	1.063	0.574	0.749	14.025
2.700	4.150	0.340	1.059	0.576	0.699	13.549
2.800	4.296	0.339	1.055	0.577	0.654	13.103
2.900	4.443	0.339	1.051	0.578	0.613	12.684
3.000	4.590	0.339	1.048	0.579	0.586	12.290
3.100	4.737	0.338	1.045	0.580	0.542	11.919
3.200	4.884	0.338	1.045	0.580	0.511	11.569
3.300	5.032	0.338	1.040	0.581	0.482	11.239
3.400	5.180	0.337	1.038	0.582	0.456	10.926
3.500	5.328	0.337	1.036	0.582	0.431	10.630
3.600	5.476	0.337	1.034	0.583	0.409	10.349
3.700	5.624	0.337	1.032	0.583	0.388	10.083
3.800	5.772	0.337	1.030	0.584	0.369	9.829
3.900	5.920	0.336	1.029	0.584	0.351	9.588
4.000	6.068	0.336	1.027	0.585	0.334	9.358
4.100	6.217	0.336	1.026	0.585	0.319	9.138
4.200	6.365	0.336	1.025	0.585	0.305	8.928
4.300	6.514	0.336	1.024	0.586	0.291	8.728
4.400	6.662	0.336	1.023	0.586	0.278	8.536
4.500	6.811	0.336	1.022	0.586	0.267	8.353
4.600	6.960	0.336	1.021	0.586	0.255	8.177
4.700	7.108	0.336	1.020	0.587	0.245	8.008
4.800	7.257	0.335	1.019	0.587	0.235	6.846
4.900	7.406	0.335	1.018	0.587	0.226	7.690
5.000	7.555	0.335	1.018	0.587	0.127	7.540
5.100	7.704	0.335	1.017	0.588	0.029	7.396
5.200	7.853	0.335	1.016	0.588	0.194	7.123
5.300	8.002	0.335	1.016	0.588	0.187	6.994
5.400	8.151	0.335	1.015	0.588	0.187	6.994
5.500	8.300	0.335	1.015	0.588	0.180	6.870

λ	λ_e	k	h	C_p	C_{lpl}/r	I°
5.600	8.449	0.335	1.014	0.588	0.174	6.750
5.700	8.598	0.335	1.014	0.589	0.168	6.634
5.800	8.747	0.335	1.013	0.589	0.163	6.522
5.900	8.897	0.335	1.013	0.589	0.157	6.413
6.000	9.046	0.335	1.012	0.589	0.152	6.308
6.100	9.195	0.335	1.012	0.589	0.147	6.207
6.200	9.344	0.335	1.011	0.589	0.143	6.108
6.300	9.494	0.335	1.011	0.589	0.138	6.013
6.400	9.643	0.335	1.011	0.589	0.134	5.920
6.500	9.792	0.334	1.010	0.589	0.130	5.831
6.600	9.942	0.334	1.010	0.590	0.126	5.744
6.700	10.091	0.334	1.010	0.590	0.122	5.659
6.800	10.241	0.334	1.010	0.590	0.119	5.577
6.900	10.390	0.334	1.009	0.590	0.116	5.498
7.000	10.539	0.334	1.009	0.590	0.112	5.420
7.100	10.689	0.334	1.009	0.590	0.109	5.345
7.200	10.838	0.334	1.009	0.590	0.106	5.271
7.300	10.838	0.334	1.008	0.590	0.103	5.200
7.400	11.137	0.334	1.008	0.590	0.101	5.131
7.500	11.287	0.334	1.008	0.590	0.098	5.063
7.600	11.436	0.334	1.008	0.590	0.096	4.997
7.700	11.586	0.334	1.007	0.590	0.093	4.933
7.800	11.735	0.334	1.007	0.590	0.091	4.781
7.900	11.885	0.334	1.007	0.590	0.088	4.810
8.000	12.034	0.334	1.007	0.591	0.086	4.750
8.100	12.184	0.334	1.007	0.591	0.084	4.692
8.200	12.334	0.334	1.007	0.591	0.082	4.635
8.300	12.483	0.334	1.006	0.591	0.080	4.580
8.400	12.633	0.334	1.006	0.591	0.078	4.526
8.500	12.782	0.334	1.006	0.591	0.077	4.473
8.600	12.932	0.334	1.006	0.591	0.075	4.422
8.700	13.082	0.334	1.006	0.591	0.073	4.371
8.800	13.231	0.3341	1.006	0.5910	0.071	4.322
8.900	13.381	0.334	1.006	0.591	0.070	4.274
9.000	13.531	0.334	1.005	0.591	0.068	4.227
9.100	13.680	0.334	1.005	0.591	0.067	4.181
9.200	13.830	0.334	1.005	0.591	0.065	4.136
9.300	13.980	0.334	1.005	0.591	0.064	4.092
9.400	14.129	0.334	1.005	0.591	0.063	4.048
9.500	14.279	0.334	1.005	0.591	0.061	4.006
9.600	14.429	0.334	1.005	0.591	0.060	3.965
9.700	14.578	0.334	1.005	0.591	0.059	3.924
9.800	14.728	0.334	1.005	0.591	0.058	3.884
9.900	14.878	0.334	1.005	0.591	0.057	3.845
10.000	15.028	0.334	1.004	0.591	0.055	3.807

TABELLA 2.1

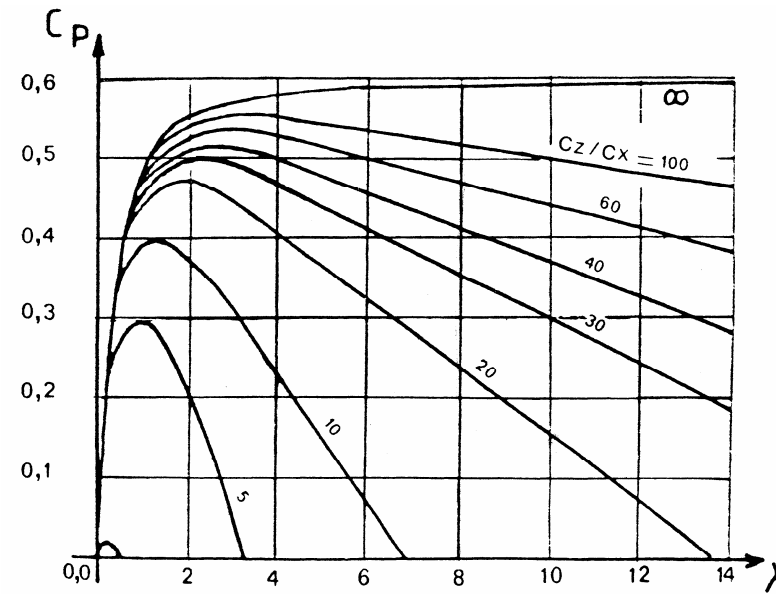
2.3.6 Coefficiente di potenza con profili a resistenza non nulla. Angolo di incidenza ideale

Riprendendo l'espressione generale del C_p locale:

$$C_p = \frac{\omega dM}{\rho \pi r dr V_1^3} = \frac{V dF}{\rho \pi r dr V_1^3} \cdot \frac{\omega dM}{V dF} = \frac{V dF}{\rho \pi r dr V_1^3} \frac{U dF_u}{V dF_v}$$

e sostituendovi le espressioni di dF_u (36), dF_v (35), V (32), $\text{ctg} I$ (33) e $\text{tg} \varepsilon = C_d/C_l$, si ottiene:

$$C_p = \frac{(1+k)(1-k^2)}{(1+h)} \cdot \frac{1 - \text{tg} \varepsilon \cot g I}{1 + \text{tg} \varepsilon \text{tg} I} \quad (52)$$



Coefficienti di potenza locali massimali ($p = \infty$).

Fig.2.7

Nell' ipotesi che $\text{tg} \varepsilon$ sia diverso da zero, la figura mostra i massimi di C_p in funzione di λ e per diversi valori di C_d/C_l . Si può notare che per alti λ è necessario che i profili abbiano un'efficienza alta. Per un dato valore di λ , il coefficiente di potenza risulta tanto più alto quanto più basso è il valore di $\text{tg} \varepsilon$. Sarà massimo per l'incidenza che renderà $\text{tg} \varepsilon$ minimo, ovvero per l'incidenza ottimale del profilo, che corrisponde al punto di contatto della retta tangente portata alla polare del profilo dall'origine. Si trova così conferma del risultato trovato in precedenza.

2.3.7 Influenza del numero delle pale

La precedente teoria suppone che le pale siano infinite. In realtà il loro numero è limitato, dal che seguono perdite di energia causate da una maggior concentrazione dei

vortici. Tale dissipazione di energia è stata studiata da Rohrbach, Worobel, Goldstein e Prandtl.

Secondo Prandtl, la riduzione del rendimento che ne segue è data, per una macchina con p pale, da:

$$\eta_p = \left(1 - \frac{1.39}{p} \sin I\right)^2 \quad (53)$$

dove I è l'angolo di inclinazione alle estremità delle pale.

Nell'ipotesi che l'aeromotore operi in prossimità della potenza massima (quindi secondo la Blade Theory, $\cot I = 3/2 * \lambda_0 * r/R$), si ha che:

$$\sin I = \frac{1}{\sqrt{1 + \cot^2 I}} = \frac{2}{3\sqrt{\lambda_0^2 + \frac{4}{9}}}$$

Ipotizzando che si possa estendere la relazione di Prandtl in tali condizioni, si ottiene:

$$\eta_p = \left(1 - \frac{0.93}{p\sqrt{\lambda_0^2 + 0.445}}\right)^2 \quad (54)$$

Occorre però precisare che la relazione originale di Prandtl è stata stabilita con rotori poco caricati. In pratica, comunque, l'utilizzazione della relazione porta, per delle eliche studiate nella galleria del vento e caricate normalmente, a dei valori di coefficienti di momento e di potenza in buon accordo con i risultati sperimentali.

2.3.8 Determinazione pratica della larghezza delle pale e dell'angolo di calettamento

Per la scelta degli angoli di incidenza e conseguentemente per definire le pale non esiste un metodo universalmente affermato.

Per esempio, le pale possono ovviamente essere calcolate scegliendo per angolo di incidenza in tutte le sezioni, l'incidenza ottimale, che corrisponde alla incidenza di massima efficienza aerodinamica. Essendo noto per tutte le sezioni sulla pala il valore della quantità $C_l p l$, la determinazione della corda l non presenta alcuna difficoltà, dato che i termini C_l e p sono pure noti. Il fatto di conoscere l'angolo di inclinazione I e l'angolo di incidenza i coinvolge la conoscenza dell'angolo di calettamento $\alpha = I - i$. Tale metodo di fatto non è mai stato applicato, infatti, se da un lato un'incidenza prossima a quella ottimale è giustificato per profili estremi, poichè la superficie spazzata è massima per unità di lunghezza della pala, dall'altro lato una simile incidenza, in vicinanza dell'asse di rotazione, porta a delle corde troppo importanti. Il valore di C_l per l'incidenza ottimale è in effetti relativamente basso per profili comuni, mentre quello della quantità $C_l p l$ (28) è assai alto in vicinanza dell'asse a causa dei bassi valori di λ .

Ciò comporta che, avvicinandosi all'asse di rotazione, si scelgono degli angoli di incidenza sempre maggiori, pur restando nel tratto ascendente della polare, che corrisponde a dei valori di $\tan \alpha$ inferiori a 0.10; in tal modo non viene ridotto eccessivamente il rendimento aerodinamico.

In pratica, per i profili più utilizzati comunemente (Goetting 623, NACA 4415, 4418, 23012, 23015), non si supera un'incidenza di 10-12° alla distanza di 0.2R.

Shefter nella sua opera notevole "Wind powered Machine", tradotto dal russo in inglese a cura della NASA, indica che l'incidenza normale da adottarsi per dei profili distanti 0.2R rispetto all'asse, deve essere tale che la corda di detti profili sia compresa tra 1.3 e 1.7 volte la corda dell'estremità. In base alla legge di variazione dell'incidenza in funzione di r si può fissare una legge lineare tra l'estremo della pala, dove l'incidenza verrà scelta pari al valore ottimale e la distanza 0.2R, dove si prefissera un massimo da non superarsi.

Un altro problema che il progettista non deve perdere di vista è la facilità di costruzione.

Le pale ottenute applicando i metodi sovraesposti sono svergolate e gli inconvenienti che potrebbero insorgere al momento della costruzione sono minori se si utilizzano materie plastiche. D'altra parte si può scegliere l'uno o l'altro dei bordi rettilineo.

Se si utilizza invece il metallo è preferibile che entrambi i bordi, di attacco e di uscita, siano rettilinei.

In questo caso l'aeromotore viene calcolato in un primo momento secondo la tecnica classica, ed in seguito vengono considerati due o tre profili di riferimento, I_1 I_2 I_3 .

Le corde e gli angoli di calettamento dei profili intermedi sono poi ottenuti allineando i loro bordi di attacco e di fuga su delle rette che congiungono i bordi di attacco e di fuga di riferimento. Il calcolo delle caratteristiche di coppia e di potenza ha mostrato che la rettifica dei bordi della pala conduce a una riduzione del rendimento, ma che tale diminuzione è minima se si scelgono opportunamente i profili di riferimento.

2.4 Predeterminazione delle caratteristiche dell'aeromotore

Nelle condizioni ottimali di funzionamento i valori di k e di h sono conosciuti per ogni profilo della pala. La determinazione della spinta assiale, della coppia motore, della potenza e dei coefficienti corrispondenti non presenta alcuna difficoltà.

Infatti, sappiamo che la spinta assiale elementare dF ed il momento elementare dM delle forze aerodinamiche che agiscono sugli elementi di pala tra le distanze r e $r+dr$, si possono esprimere mediante le seguenti relazioni (39) (40):

$$dF = \rho \pi r V_1^2 (1 - k^2) dr$$

$$dM = \rho \pi r^3 \omega V_1 (1+k)(h-1) dr$$

$$dP = \omega dM$$

Per ottenere la spinta assiale la coppia motrice, la potenza sviluppata, basta integrare le espressioni dF e dM e dP sopra riportate, ottenendo:

$$F = \int_0^R \rho \pi r V_1^2 (1-k^2) dr \quad (55)$$

$$M = \int_0^R \rho \pi r^3 \omega V_1 (1+k)(h-1) dr \quad (56)$$

$$P = \omega \int_0^R \rho \pi r^3 \omega V_1 (1+k)(h-1) dr \quad (57)$$

Tali valori corrispondono ai seguenti coefficienti di spinta assiale, di momento e di potenza:

$$C_F = \frac{2F}{\rho S V_1^2} = 2 \int_0^1 (1-k^2) \frac{r}{R} d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (58)$$

$$C_M = \frac{2M}{\rho S V_1^2 R} = 2 \int_0^1 \lambda (1+k)(h-1) \frac{r^2}{R^2} d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (59)$$

$$C_P = \frac{2P}{\rho S V_1^3} = 2 \int_0^1 \lambda^2 (1+k)(h-1) \frac{r}{R} d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (60)$$

Tenendo conto delle relazioni:

$$\lambda = \frac{1+k}{1+h} \operatorname{ctg} I \quad ; \quad E = \frac{h-1}{h+1}$$

C_M assume la seguente forma:

$$C_M = 2 \int_0^1 (1+k^2) E \operatorname{ctg} I \frac{r^2}{R^2} d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (61)$$

infine ,ponendo:

$$f_r = (1-k^2) \frac{r}{R} \quad (62)$$

e

$$m_r = (1+k)^2 E \operatorname{ctg} I \frac{r^2}{R^2} \quad (63)$$

le espressioni di C_F C_M e C_P assumono la forma:

$$C_F = 2 \int_0^1 f_r d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (64)$$

$$C_M = 2 \int_0^1 m_r d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (65)$$

$$C_P = \lambda_0 C_M \quad (66)$$

Se l'elica gira a una velocità specifica λ_0 diversa da quella per cui è stata calcolata, gli angoli di incidenza cambiano di valore, come pure i valori di k e di h , e così pure la spinta assiale e il momento motore, e di conseguenza i rispettivi coefficienti.

In pratica per determinare C_F, C_M, C_P consideriamo più di un valore del rapporto r/R (ad esempio 0.1:0.5:1).

Alle distanze corrispondenti, faremo variare in maniera arbitraria l'incidenza di grado in grado, e calcoleremo le varie grandezze per ogni valore di r/R ed ogni incidenza, mediante le formule precedentemente trovate al paragrafo §2.3

- angolo di inclinazione I , aggiungendo l'incidenza considerata all'angolo di calettamento dell'elemento calcolato secondo i metodi indicati sopra;
- i valori di C_l e dell'angolo $\varepsilon = a \tan(1/E_{ff})$, ove E_{ff} è l'efficienza del profilo
- la quantità G ,

$$G = \frac{1-k}{1+k} = \frac{C_l p l \cos(I-\varepsilon)}{8\pi r \cos \varepsilon \sin^2 I}$$

- la quantità E ,

$$E = \frac{h-1}{h+1} = \frac{C_l p l \sin(I-\varepsilon)}{4\pi r \sin 2I \cos \varepsilon}$$

- i valori k e h mediante le relazioni:

$$k = \frac{(1-G)}{(1+G)}$$

$$h = \frac{(1+E)}{(1-E)}$$

- la velocità specifica di estremità λ_0 corrispondente, mediante la relazione:

$$\lambda_0 = \frac{R}{r} \frac{(1+k)}{1+h} \operatorname{ctg} I$$

- le quantità

$$f_r = (1-k^2) \frac{r}{R}$$

$$m_r = (1+k)^2 E \operatorname{ctg} I \left(\frac{r}{R} \right)^2$$

Una volta effettuati i calcoli si tracciano le curve di variazione di f_r ed m_r in funzione di λ_0 , dove ogni curva corrisponde ad un determinato valore di r/R , ottenendo dei grafici del tipo riportato in Figs. 2.8 e 2.9:

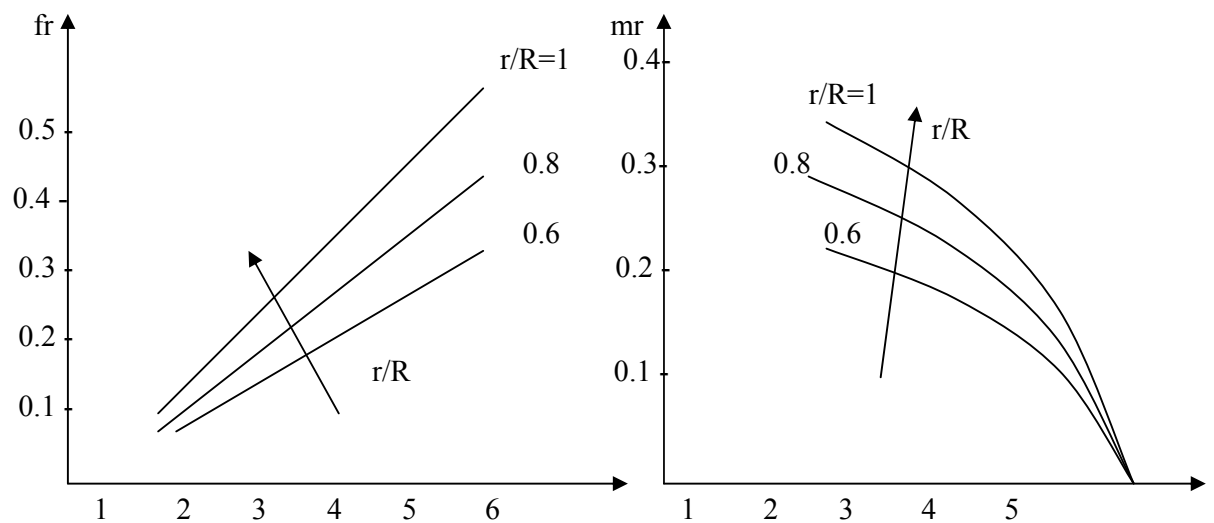


Fig.2.8

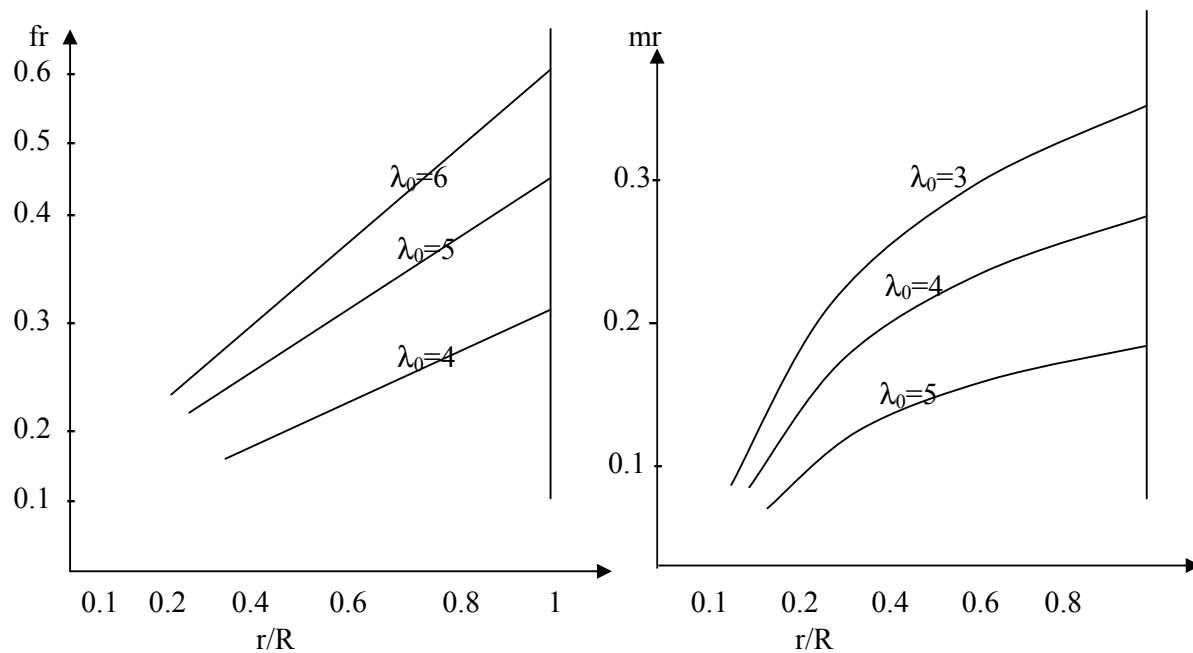


Fig.2.9

Basta in seguito mettere in planimetria le superfici comprese in fig. 2.9 tra l'asse delle ascisse, la verticale di ascissa 1 e le diverse curve corrispondenti ai diversi valori di λ_0 , per ottenere, dopo avere ancora eseguito una moltiplicazione per due, i coefficienti di spinta assiale e di momento in funzione della velocità specifica λ_0 .

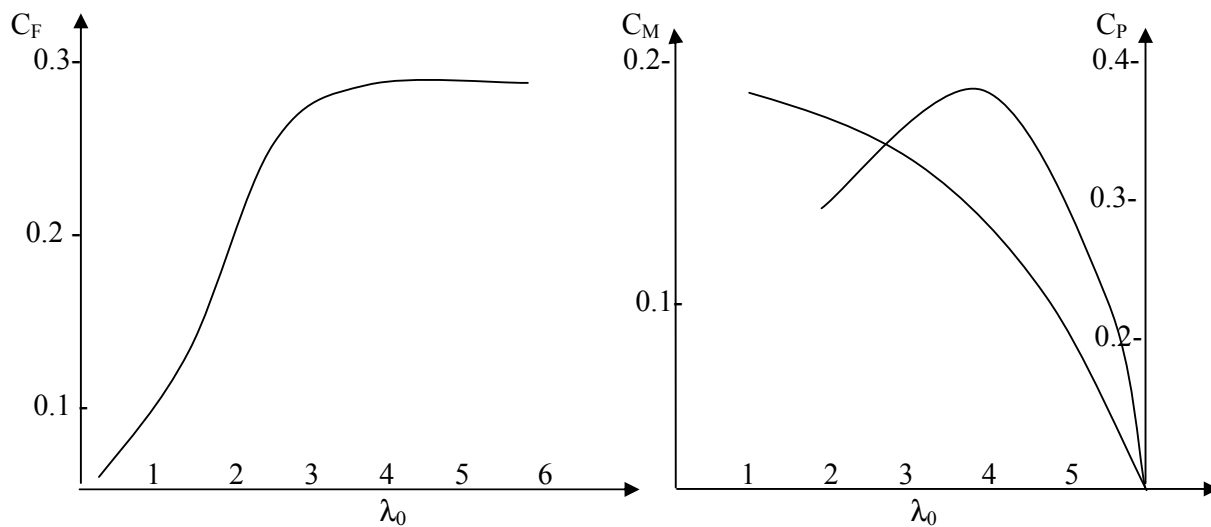


Fig.2.10

2.5 Confronto dei risultati ottenuti mediante le diverse teorie

Per renderci conto delle differenze che intercorrono tra i risultati delle due teorie descritte nei paragrafi precedenti (metodo semplificato e la teoria dei vortici di Glauert, perfezionata dai ricercatori di Amherst), si sono determinati i valori delle quantità $C_{lp}/r = f(\lambda)$ per ognuna di esse, e gli angoli di inclinazione corrispondenti nelle condizioni ottimali di funzionamento. Tali valori sono riuniti nelle seguenti Tabelle.

C_{lp}/r										
λ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Metodo semplificato	4.65	1.32	0.608	0.345	0.222	0.155	0.114	0.087	0.069	0.056
Teoria dei vortici	3.37	1.19	0.576	0.334	0.217	0.152	0.112	0.086	0.068	0.056

TABELLA 2.2 Valori delle quantità C_{lp}/r

I°										
λ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Metodo semplificato	33.7	18	12	9.5	7.6	6.3	5.5	4.8	4.2	3.8
Teoria dei vortici	30	17.7	12.29	9.36	7.54	6.3	5.42	4.75	4.23	3.8

TABELLA 2.3 Valori dell'angolo di inclinazione I (espresso in gradi)

Le tabelle mostrano che gli scarti tanto sui valori di C_{lp}/r quanto su quelli di I per le varie teorie, sono minimi.

Il metodo semplificato porta, per bassi valori di λ , a dei valori di C_{lp}/r e di I leggermente più elevati rispetto a quelli della teoria meno approssimata.

2.6 Parte elettrica

Si rende necessario a questo punto descrivere come avviene l'accoppiamento almeno in teoria, tra aerogeneratore e generatore elettrico, in modo da determinare l'effettiva λ_0 a cui l'aerogeneratore opererà.

L'aeromotore mette in moto un generatore (alternatore o dinamo a corrente continua) che da' una certa intensità di differenza di potenziale. Per risolvere il problema è necessario conoscere le caratteristiche dell'aeromotore, le caratteristiche di uscita della macchina azionata e la struttura della rete.

2.6.1 Caratteristiche dell'aeromotore

Si devono conoscere i diagrammi Potenza $=f(N_{\text{giri/min}})$, descritti nei paragrafi precedenti.

2.6.2 Caratteristiche di uscita del generatore

Si tratta delle caratteristiche $V(I)$ (differenza di potenziale in funzione dell'intensità di corrente), a velocità costante, del tipo rappresentata in Fig.2.11

Caratteristiche d'uscita del generatore elettrico

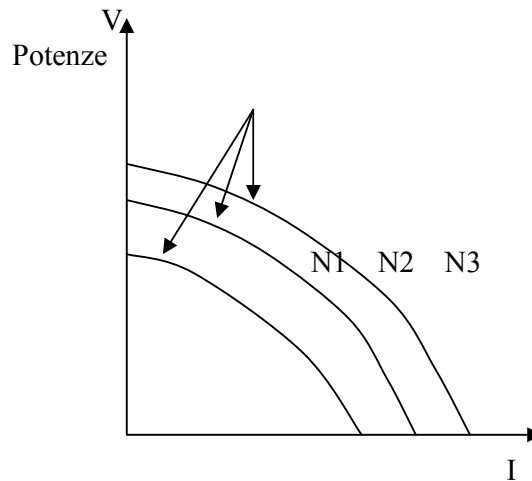


Fig.2.11

2.6.3 Caratteristiche di utilizzazione

Le caratteristiche di carico della rete dipendono dalla sua struttura. Tali caratteristiche intersecano quella del generatore in un dato numero di punti, le cui coordinate consentono di determinare le intensità, tensioni e potenze date in funzione della velocità (numero di giri) del generatore elettrico (Fig.2.12).

In seguito si può tracciare la curva di variazione $P(N)$ della potenza fornita dal generatore in funzione della sua velocità di rotazione (numero di giri).

La potenza meccanica $P'(N)$ fornita dall'aeromotore per far funzionare il generatore può essere ottenuta partendo dalla curva precedente, aggiungendo alle ordinate di quella le perdite corrispondenti dell'alternatore (perdite per effetto joule, perdite meccaniche e magnetiche) e le perdite meccaniche del sistema di trasmissione (Fig. 2.13).

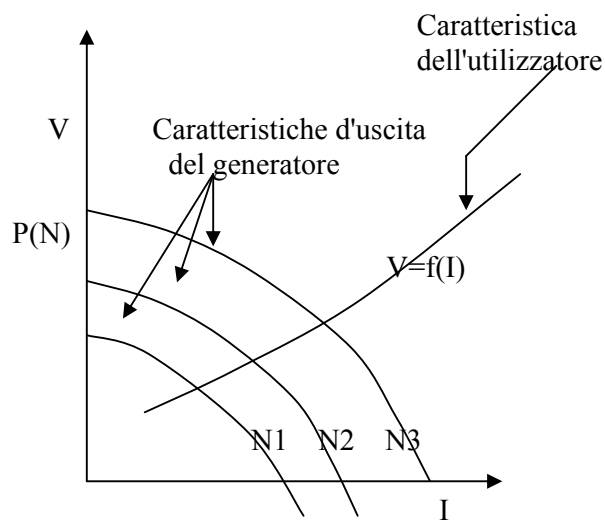


Fig.2.12

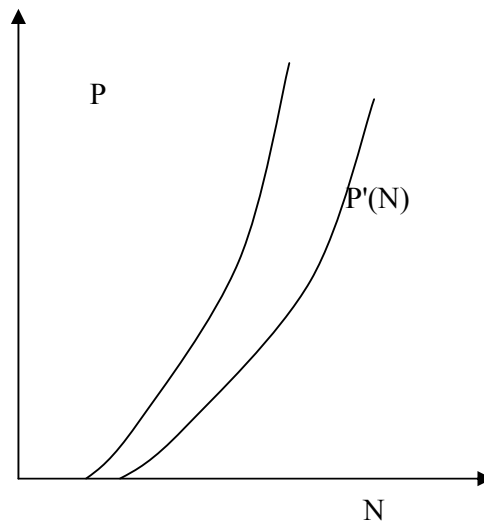


Fig.2.13

2.6.4 Scelta del rapporto di moltiplicazione. Determinazione delle condizioni di funzionamento.

Per la determinazione del rapporto di moltiplicazione si riportano sullo stesso grafico (Fig.2.14) le caratteristiche potenza- $N_{giri/min}$ dell'aeromotore e la caratteristica $P'(N)$ precedente.

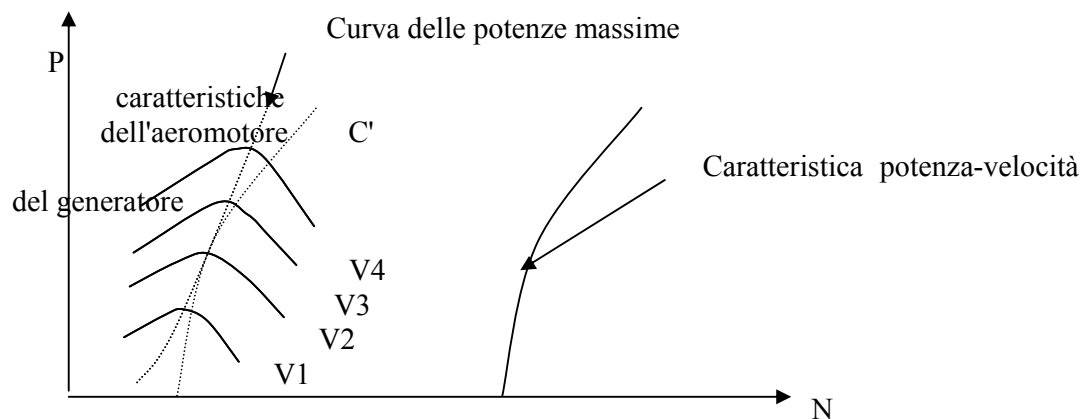


Fig.2.14

Talvolta si rende necessario aumentare la velocità di trascinamento del generatore. Indicando con k il rapporto di moltiplicazione:

$$k = \text{velocità di rotazione del generatore} / \text{velocità di rotazione dell'aerogeneratore}$$

per ottenere i differenti regimi di marcia del generatore e dell'aerogeneratore, basta moltiplicare per $1/k$ le ascisse dei diversi punti della curva $P'(N)$ precedente, mantenendo le stesse ordinate.

Si viene a determinare in tal modo una curva C' che rappresenta la potenza meccanica fornita dall'aeromotore in funzione della velocità di rotazione.

In pratica conviene scegliere il rapporto k in modo che la curva C' sia il più vicino possibile alla curva delle potenze massime, affinché l'impianto funzioni in condizioni ottimali.

Le coordinate dei punti di intersezione della curva C' con le caratteristiche potenza-velocità dell'aeromotore consentono di ottenere la potenza $P'(N)$ fornita dall'aeromotore e la sua velocità di rotazione per i diversi regimi presi in considerazione.

Si può anche tracciare una curva $P'(v)$ e partendo da questa la curva $P(v)$ che dà la potenza fornita dal generatore elettrico in funzione della velocità del vento (Fig.2.15)

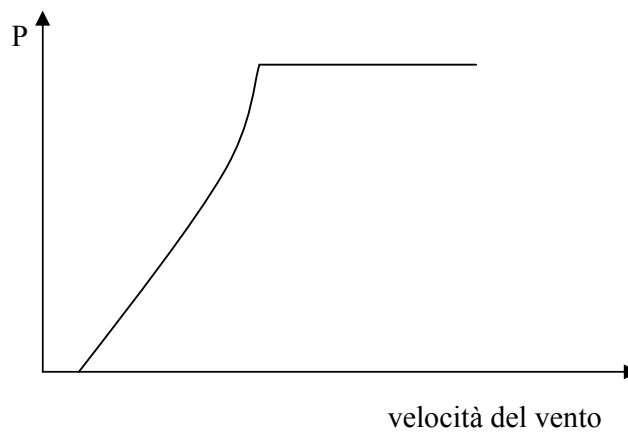


Fig.2.15

3. TEST DELLE PRESTAZIONI AERODINAMICHE DI AEROGEN E AIRXMARINE

3.1 Scopo del test

Prima di iniziare il progetto aerodinamico del nostro aerogeneratore, sono state esaminate le prestazioni aerodinamiche di due aerogeneratori di piccole dimensioni, dalle diverse geometrie delle pale, presenti attualmente sul mercato:

- Aerogen
- Airxmarine.

Le caratteristiche tecniche, ricavate dalle rispettive brochure aziendali sono:

Aerogen

- diametro rotore 1.3 m
- 6 pale
- corda al tip :0.06m
- corda allo hub: 0.075m
- massima corda intermedia: 0.105m
- pale in materiale plastico



Fig.3.1

Airxmarine

- diametro rotore 1.14m
- 3 pale
- corda al tip :0.01m
- corda allo hub: 0.11m
- pale in materiale plastico rafforzato in fibra di carbonio



Fig.3.2

Queste prove si sono rese utili sia nella fase di avanprogetto del nostro aerogeneratore, per decidere qualitativamente verso quale delle due tipologie indirizzarsi¹, sia nella fase conclusiva per confrontare numericamente le prestazioni del nostro aerogeneratore con quello dei due scelto come riferimento, quantificando le differenze.

Dopo aver testato le caratteristiche di potenza meccanica erogata in funzione del numero di giri al minuto (e quindi del $C_p = \text{Pot.misurata} / 0.5 \rho S v^3$) di ciascun aerogeneratore nel rispettivo assetto di riferimento, tali prove sono state ripetute variando il calettamento delle pale. Questo per comprendere come incide la variazione del calettamento sulla potenza meccanica sviluppata.

La scelta di esaminare due aerogeneratori, aventi numero delle pale diverso, (oltre alla geometria delle pale e alle loro dimensioni) è stata fatta per apprezzare come tale parametro influenzi sia la potenza massima erogata, sia la velocità di rotazione del rotore alla relativa potenza massima e a parità di potenza per una data velocità del vento in ingresso.

1) date le specifiche del nostro progetto (vedi cap.4)

Infine, i risultati dei test sulla variazione del calettamento e sull'influenza del numero delle pale, sono serviti, come sarà mostrato nel capitolo 4, a dare convalida sperimentale ai risultati dei programmi di ottimo e di off design. Tale verifica è stata condotta a livello qualitativo e non quantitativo poichè non è stato possibile ricavare il profilo dei due aerogeneratori da inserire in input in tali programmi.

3.2 Preparazione delle prove in Galleria del vento Ferrari

Le prove sono state fatte nella II Galleria del vento, reparto prova motori, della Ferrari (Maranello). Tale scelta è stata determinata dalle dimensioni dei rispettivi rotori che dovendo essere provati in vera grandezza, necessitavano di dimensioni della camera di prova adeguate. Quelle della sezione della Galleria Ferrari, 2.60m (larghezza)*180m (altezza), sono state considerate ideali.



Fig.3.3
Aerogen posizionato nella camera di prova della galleria della Ferrari,
reparto prova motori

3.2.1 Strumentazione

Per provare le effettive prestazioni dei due aerogeneratori, la loro parte elettrica è stata disgiunta dall'apparato esclusivamente aerodinamico, ovvero le pale calettate sull'asse del rotore.

Questo per misurare in maniera indipendente i due rendimenti: rendimento aerodinamico e rendimento elettrico. Si sono distinti così, fin dall'inizio, gli obiettivi

da raggiungere e superare per quanto riguarda i due settori: elettrico (di competenza della ditta EDI) e aerodinamico.

L'asse del singolo aerogeneratore (privo della parte elettrica) è stato montato su un'asta di sostegno verticale tubolare d'acciaio a un'altezza tale che le estremità delle pale distassero circa 0.3 m rispetto al terreno per ridurre gli effetti di strato limite.

Sull'albero dell'aerogeneratore, sottovento rispetto alle pale, è stato montato un disco su cui agiva, solidale con l'asta verticale fissa, una frizione a pinza.

A questa è stata fissata rigidamente, tramite un braccio di 0.1m, una cella di carico elettrica (AEP tipo TCA 50kgf, con precisione dello 0.1% sul valore misurato) in grado di misurare la forza di attrito applicata dalla frizione (e quindi potendone dedurre la coppia resistente -forza resistente*braccio- misurata sull'asse).

La pinza è stata comandata da una leva oleodinamica fissata a un manubrio a distanza e azionata manualmente da un operatore, tramite la rotazione di un piccolo volante agente su una vite micrometrica. Questo controllo micrometrico sull'azione di frenata si è reso necessario per renderla il più possibile quasi stazionaria, limitando gli effetti dell'inerzia.

Solidale con il rotore, è stata calettata sull'asse dell'aerogeneratore, una ruota fonica a 60 denti e relativo pick up magnetico, per la misura del numero di giri.

La velocità del vento, a cui si riferiva ciascuna prova, veniva fornita dall'anemometro della galleria.

I dati elettrici venivano inviati a un convertitore A/D a 12 bit con fondoscala da 0 a 100 millivolt a un tempo di campionamento di 5 millisecondi (200 Hz). La scheda di acquisizione usata è stata una DAQ PAD 1200 NI. Tramite una porta parallela, i dati venivano trasmessi a un pc, che attraverso il software di acquisizione e elaborazione dati Lab View, permetteva di visualizzare, in tempo reale sul monitor del pc, l'andamento delle grandezze misurate (potenza e numero di giri), durante la prova, permettendone così un'eventuale azione di feedback.

Di seguito, a scopo esplicativo, si riporta una foto che mette in evidenza la disposizione degli strumenti di misura calettati sul rotore di Aerogen (utilizzati anche su Airxmarine), sopra descritti, usati durante le prove in galleria.

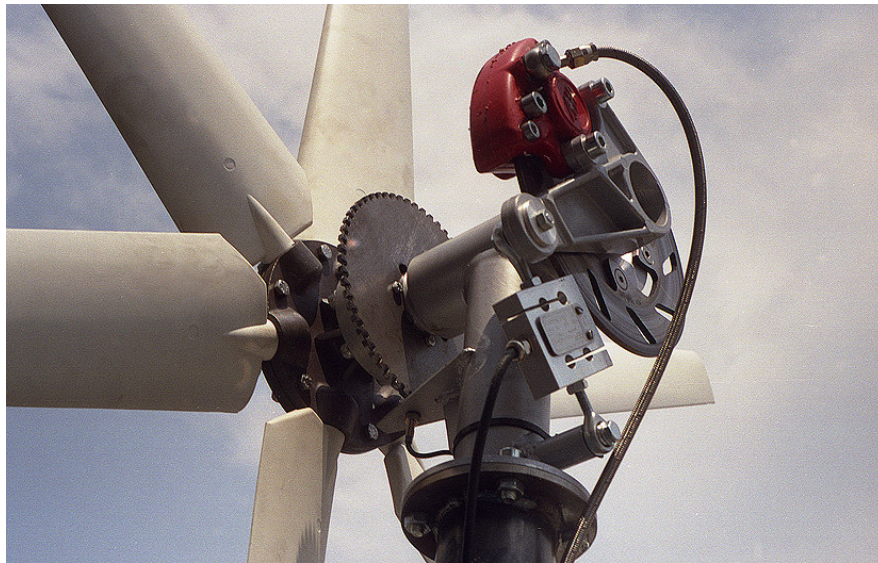


Fig 3.4

Strumentazione di misura su Aerogen, utilizzata in galleria

3.2.2 Descrizione delle prove

L'aerogeneratore in prova, è stato fissato alla base del suo pilone tramite una piastra imbullonata al suolo della galleria. All'inizio della prova, la frizione sull'aerogeneratore è stata completamente rilasciata, in modo da consentire che il numero di giri del rotore, con l'aumentare della velocità del vento, avesse modo di stabilizzarsi, gradatamente, alla sua velocità massima, sviluppando la minima coppia misurata sull'asse.

Raggiunta in maniera stabile e congelata la velocità del vento in galleria (decisa per la prova in atto) è stata premuta gradatamente e il più continuamente possibile la frizione.

Quindi è stato rilevato l'andamento nel tempo della coppia sull'asse e il rispettivo numero di giri, fino all'arresto del rotore. Tramite software, si è potuto ricavare la potenza in funzione del numero di giri.

Inoltre poiché l'atmosfera in galleria non si discostava apprezzabilmente da quella standard, si è potuto considerare $\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$, in modo da ricavare i C_p corrispondenti e confrontarli con quelli trovati nei programmi Matlab.

Tali prove sono state ripetute per ogni velocità del vento stabilita a priori:

- 5m/s,
- 7.5m/s,
- 10m/s,
- 12m/s,
- 15m/s.

Poi, come accennato nel paragrafo 3.1, alcune prove sono state ripetute con calettamento delle pale aumentato di circa 2.5° , ottenuto abbassando il bordo di uscita alla radice delle pale, di un Δ in mm, rispetto alla direzione normale al piano rotore.

3.3 Risultati delle prove

I dati sperimentali delle potenze, ottenute in funzione dei numero di giri, sono stati bestfittati con curve del II ordine, ottenendo un MAPE (Mean Absolute Percent Error) medio nelle varie prove, di circa 8. Si ricorda che:

$$\text{MAPE} = \left[\sum \left| \frac{x_{data} - x_{fitted}}{x_{data}} \right| \right] \cdot 100 / N_{punti}$$

Di seguito si riportano i grafici delle potenze e dei cp, in funzione del numeri dei giri, ottenuti per Airxmarine, Aerogen nell'assetto di riferimento e Aerogen con calettamento aumentato di circa 2.5° .

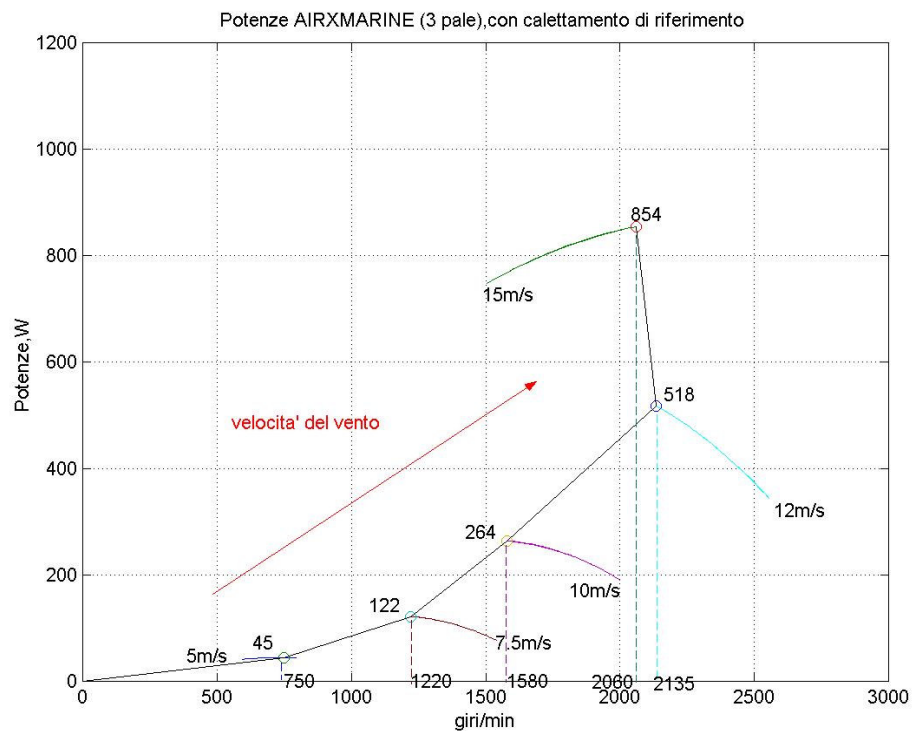


Fig.3.5

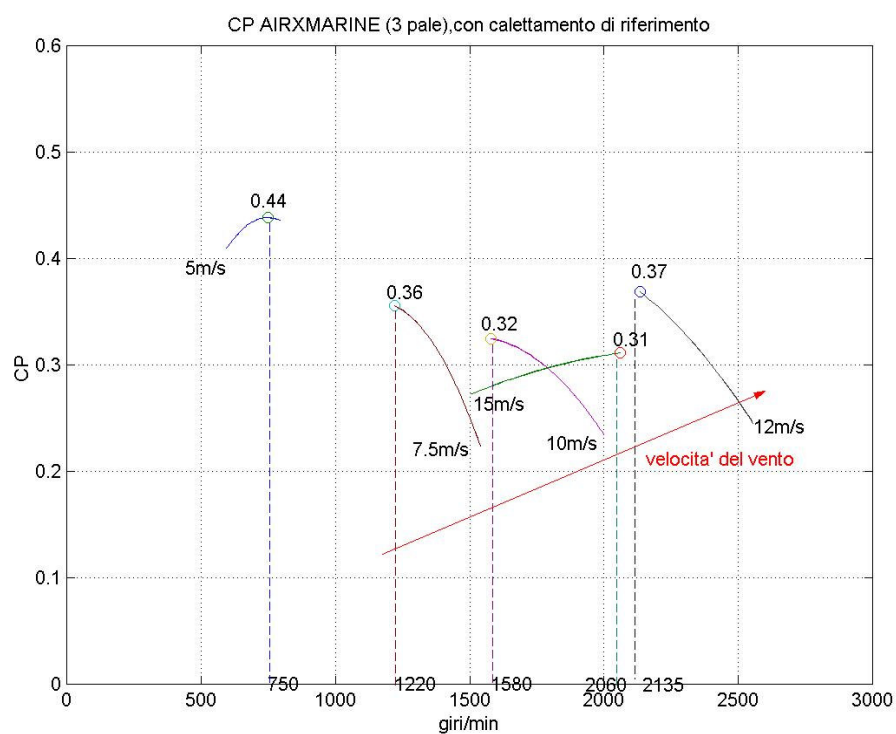


Fig.3.6

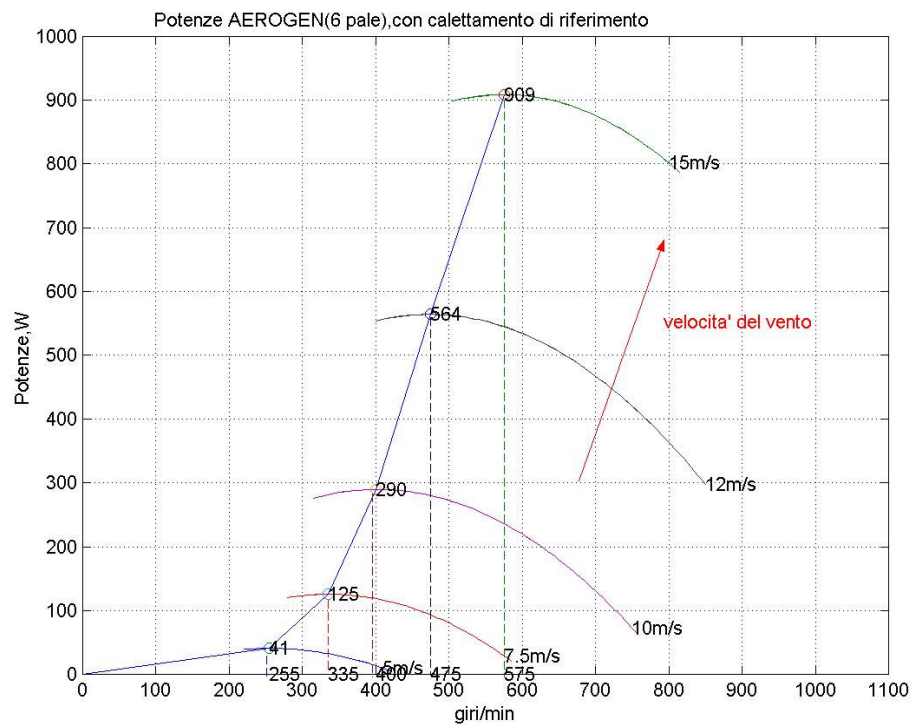


Fig.3.7

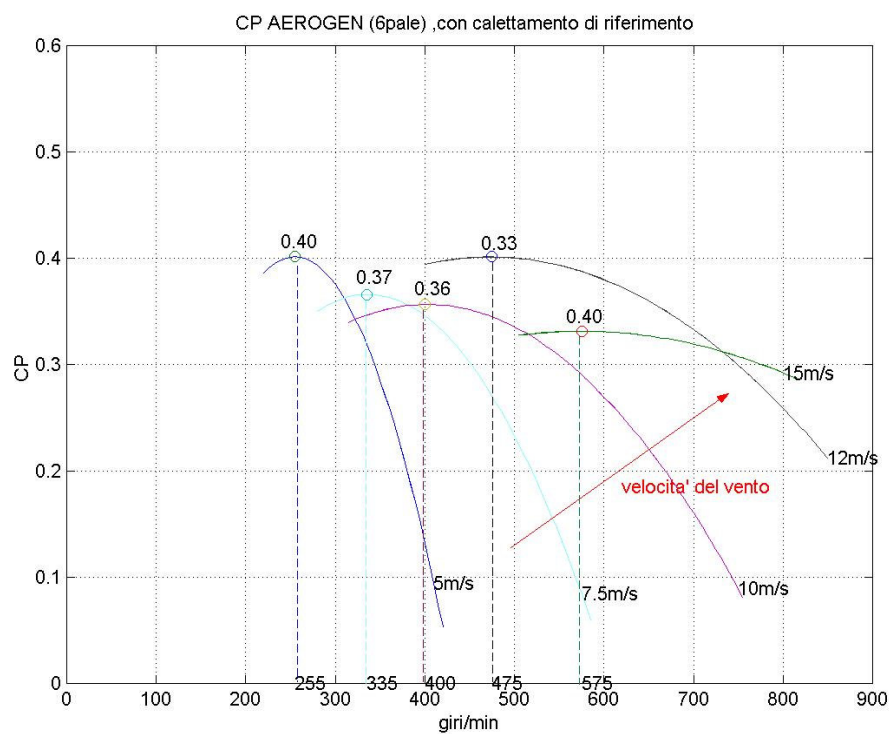


Fig.3.8

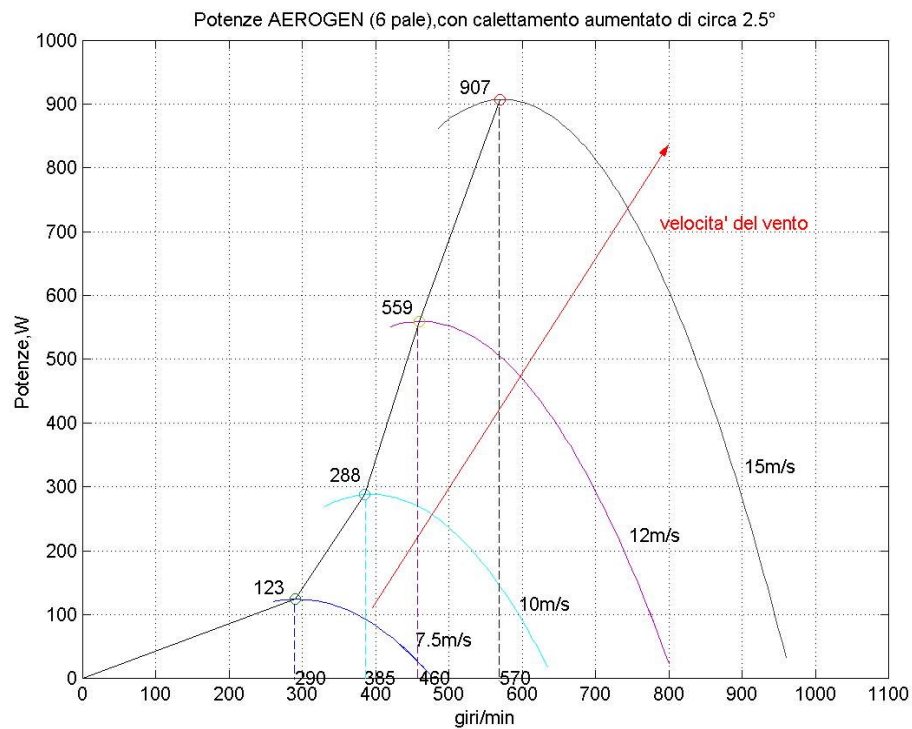


Fig.3.9

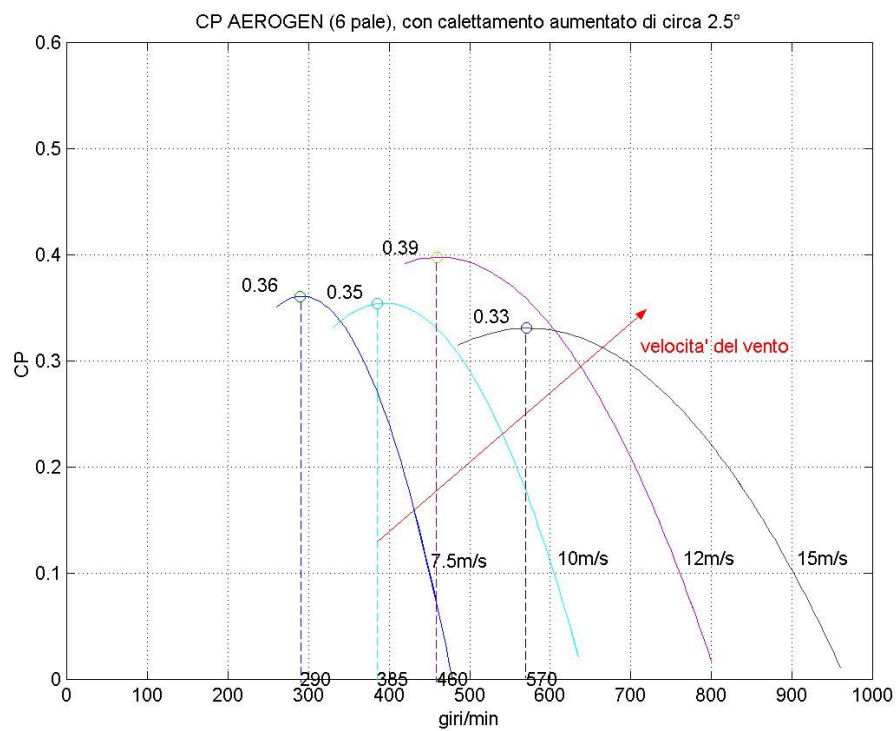


Fig.3.10

3.3.1 Analisi dei risultati e osservazioni

3.3.1.1 Confronto tra Airxmarine e Aerogen

1. Il primo risultato evidente, confrontando i grafici della potenza in funzione del numero dei giri di Aerogen (6 pale) con quelli di Airxmarine (3 pale), è che a parità di velocità del vento in ingresso e a parità di potenza, Airxmarine ha un numero di giri molto più elevato di Aerogen.

Questo è il motivo per cui Airxmarine genera un rumore fastidioso durante il suo funzionamento, che aumenta all'aumentare dell'intensità del vento. Addirittura, durante la prova a 10m/s, Airxmarine è entrato in risonanza provocando un rumore molto acuto e irresistibile.

2. A parità di numero di giri, i C_p di Airxmarine sono generalmente inferiori a quelli di Aerogen.
3. Alla velocità del vento più bassa provata (5m/s), velocità da ritenersi comunque piuttosto elevata per le condizioni di start, Airxmarine ha bisogno di essere di essere 'avviato' manualmente, per iniziare a girare, al contrario di Aerogen.

3.3.1.2 Confronto tra i due diversi calettamenti di Aerogen

Dal confronto dei grafici sopra riportati della potenza in funzione del numero dei giri di Aerogen con calettamento di riferimento e Aerogen con calettamento aumentato di circa 2.5° , emerge che in quest'ultima condizione Aerogen sviluppa minore potenza massima a un numero di giri inferiore, e in generale una pari potenza viene generata a un numero di giri inferiore. In altre parole, le curve di potenze, oltre che essere abbassate, sono anche traslate verso più bassi numeri di giri.

Riferendosi sempre ai suddetti grafici emerge che:

1. Per una data velocità del vento, Aerogen con calettamento aumentato di circa 2.5° sviluppa una potenza massima minore di Aerogen con calettamento di riferimento e a un numero di giri minore.

A scopo chiarificativo, la seguente tabella riporta i valori numerici estratti dai grafici, per la velocità del vento di 10m/s:

AEROGEN		
Velocità del vento= 10m/s		
Calettamento (deg)	0	+2.5
POTmax (W)	290	288
Ngiri/min corrispondenti a POTmax	400	385

2. Le pendenze delle curve di potenza di Aerogen con calettamento aumentato di circa 2.5° , sono maggiori. Questo vuol dire che tale aerogeneratore ha un range

di numero di giri di funzionamento più ridotto rispetto a Aerogen con calettamento di riferimento.

3. Comunque, la differenza in potenza, dato la bassa variazione del calettamento effettuata (2.5°), non si ripercuote apprezzabilmente sui C_p che si mantengono pressoché invariati.

3.4 Conclusioni

Dalle precedenti analisi due importanti osservazioni, utili al proseguo del progetto, possono essere tratte.

1. Visti gli svantaggi del modello Airxmarine, soprattutto per l'inconveniente di avere alte velocità di rotazione e quindi forte rumore associato, e visto che proprio il rumore è una specifica stringente del nostro aerogeneratore, si è deciso di indirizzare la scelta del prototipo da realizzare verso una tipologia con un numero di pale superiore a 3, e quindi prendere Aerogen a 6 pale come riferimento.
2. I risultati sull'effetto della variazione del calettamento, hanno confermato che, aumentando il presunto calettamento ottimale dell'aerogeneratore, si ha una perdita non trascurabile della potenza massima generata e un peggioramento della potenza in condizioni di off-design. Questo ha suggerito di progettare il generatore eolico nelle condizioni di assetto di ottimo.

4. PROGETTAZIONE AERODINAMICA DELL'AEROGENERATORE

4.1 Specifiche di progetto

In ordine di importanza decrescente le specifiche di progetto sono:

1. - Ingombro contenuto, data l'applicazione nautica della macchina:
 $1\text{m} < \text{diametro rotore} < 1.3\text{m}$
2. - Bassa rumorosità, per ragioni di comfort
3. - Intervallo delle velocità del vento da considerare per l'ottimizzazione delle prestazioni:
 $[5\text{m/s}-10\text{m/s}]$
 (con centralità intorno a 7m/s , più frequente sui nostri mari)
4. - Limitare il decadimento del rendimento aerodinamico massimo ($C_{P\text{max}}$) al variare delle velocità del vento
5. - $C_{P\text{max}}$ comparabile con quegli degli aerogeneratori simili presenti sul mercato (ad esp Aerogen)
6. - Lunghezza minima della corda di estremità, 0.04m , per esigenze strutturali e costruttive (imposte dalla ditta EDI)
7. - Costo contenuto

4.2 Parametri fondamentali da cui dipende il rumore negli aerogeneratori

Dal momento che la limitazione sul rumore emesso compare, nella specifica iniziale del nostro aerogeneratore al secondo posto come ordine di importanza, è necessario analizzare il fenomeno dal punto di vista teorico fin dall'inizio del progetto in modo da evidenziarne i parametri fondamentali ed essere così in grado di portare avanti insieme i due aspetti nel progetto: buone prestazioni in termini di CP e bassa emissione di rumore.

Infatti i due aspetti sono almeno in parte in antitesi, come vedremo, e quindi tener conto fin dalle prime scelte progettuali del rumore evita di doverne tener conto nelle fasi successive alla definizione geometrica delle pale, dove ormai ogni scelta in favore della diminuzione del rumore può comportare una diminuzione compromettente delle prestazioni calcolate.

Da una prima formula, che stima il livello globale di potenza sonora emessa come semplice funzione algebrica dei basilari parametri della turbina, vediamo che:

$$L_{wa} = 50 \log_{10} V_{tip} + 10 \log_{10} D - 4 \quad (67)$$

ove:

- L_{wa} , potenza sonora espressa in db secondo la scala pesata sulle medie alte frequenze
- V_{tip} , velocità all'estremità della pala $= \sqrt{(\omega D)^2 + V_{vento}^2}$, in I approssimazione
- D , diametro rotore

La formula 67) ci aiuta ad elencare i parametri che influenzano il rumore e quindi a cogliere i suggerimenti per rispettare la specifica di riduzione del rumore emesso.

Nel seguito vengono elencate alcune influenze principali:

1. Dalla 67), si vede che scegliendo $1m < D < 1.3m$ (come impongono le nostre specifiche), si ha una variazione al massimo (per $D=1.3m$ anziché $1m$) di 1.41 db. Quindi comunque avvenga la nostra scelta sulle dimensioni del diametro da adottare, non sarà pressoché influente sul rumore.
2. Più peso per noi riveste invece la $V_{tip} = f(N_{giri/min}, D, V_{vento})$, che è un parametro da stabilire completamente nella prima fase del progetto. Si avverte quindi, fin dall'inizio, la necessità di ottimizzare l'aerogeneratore a un basso numero di giri del rotore, ai fini della riduzione del rumore.

N.B.: Già soltanto questi primi due aspetti, mettono in evidenza come le scelte progettuali per la riduzione del rumore sono in antitesi con quelle che portano alla massimizzazione della potenza estraibile, come sintetizzano le seguenti figure.

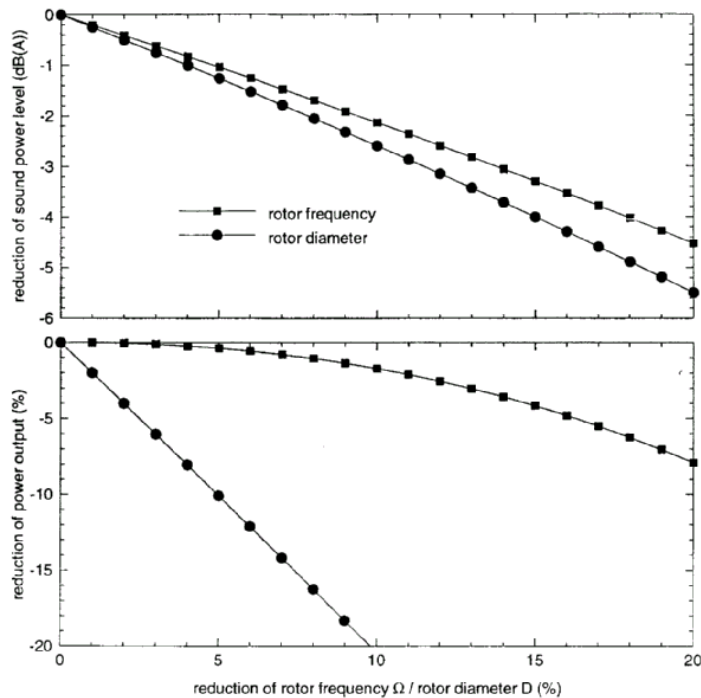


Fig.4.1

Riduzione del livello di potenza sonora e della potenza dell'aerogeneratore con la diminuzione del diametro e della frequenza

3. Altro parametro globale, che non appare esplicitamente nella 67) ma che influenza assai il rumore è **l'incidenza di lavoro**.

“Dai risultati di misure di rumore su turbine in commercio con vari angoli di calettamento e da esperimenti portati avanti all'interno del progetto DEWI, si può concludere che ad ogni diminuzione di 1° dell'angolo di incidenza, Lwa si riduce di 1 db. Ovviamente se ne riduce anche il CP”. da 'Wind turbine noise' di Wagner, Bareiss, Guidati, pag165

Quindi le nostre condizioni di funzionamento di ottimo dovrebbero avvenire a basse incidenze per ottemperare anche a questa richiesta a favore della riduzione del rumore.

4. Ovviamente il rumore aerodinamico è legato alla turbolenza generata, che oltre che dipendere direttamente dal numero di giri, dipende dalla **forma del profilo** delle pale, che influenza direttamente l'intensità della turbolenza nello strato limite e lo spessore dello strato limite.

In linea generale ed empiricamente, è stato rilevato da una campagna di misurazioni di rumore su piccoli aerogeneratori in commercio (da qualche decina a qualche migliaia di W), portata avanti nel gennaio 2004, per conto della NREL [18], che i profili molto sottili e a grande curvatura danno origine a rumori troppo fastidiosi.

Infatti ,ad esempio, sull'aerogeneratore Bergey Excel-S Turbine (10kW a 13m/s, diametro rotore 7m, altezza radice a 36.5 m) che montava un profilo BW03, per rientrare in una classe di rumore emesso accettabile ha dovuto cambiare il profilo e montare un Selig-Hanley SH3052, riducendo la pressione sonora nel range 8m/s-14m/s da 10 a 15 db!

Anche se con tali misure globali non si è in grado di ricondurre il tipo di meccanismo aerodinamico che origina tale rumore, per i nostri scopi costruttivi Ciò è sufficientemente indicativo .Quindi, la scelta del nostro profilo deve indirizzarsi verso profili con spessore medio alto (circa 13%) e bassa curvatura.

5. - Infine, dobbiamo considerare le **sorgenti sonore di tipo meccanico**.

Sono dovute al moto relativo delle componenti meccaniche e alla loro risposta dinamica. In genere hanno un carattere tonale anche se i livelli di energia sonora emessa sono nettamente inferiori a quelli di origine aerodinamica.

Il maggior contributo al rumore meccanico proviene da:

- -ingranaggi (dovuto principalmente a imperfezioni di funzionamento dei denti)
- -generatore elettrico
- -ventole di raffreddamento
- -raffreddatori ad olio,impianto idraulico per regolare il calettamento.

Inoltre la torre e il rotore possono funzionare da amplificatori e irradiator di tali rumori. La via di trasmissione del rumore può avvenire direttamente attraverso l'aria oppure prima attraverso altre componenti della struttura, come

avviene ad esp per la scatola degli ingranaggi, ove il rumore si trasmette alla superficie della nacelle e alla base. Tale percorso sonoro può essere interrotto isolando la nacelle con un accoppiamento più flessibile. Inoltre i denti elicoidali sono meno rumorosi.

4.3 Impostazione progettuale dell'aerogeneratore

Preliminarmente, in base alle informazioni teoriche e sperimentali fin qui raccolte, sono state fatte delle scelte di progetto che abbiamo ritenuto opportune, per meglio soddisfare i 6 punti di specifica. Tali scelte sono state:

1. Determinare la geometria della pala in base a un'ottimizzazione delle prestazioni (in termini di CP), fatta rispetto a $\lambda_0 = \omega R / V_{\text{vento}}$. Questo per poter mantenere il CP ottimale stabilito costante alle varie velocità del vento, come esige la specifica n°4. Ciò facilita anche l'interfaccia con la caratteristica di potenza del generatore elettrico da accoppiare.
2. Privilegiare le soluzioni (in termini di pale) che ammettono bassi numero di giri per ottemperare alla specifica più vincolante sul rumore e cioè la (2), compatibilmente con il punto di specifica (5).
3. Nessun tipo di riduzione tra albero del generatore eolico e quello del generatore elettrico. Questo per maggiore semplicità di costruzione (\rightarrow minor costo), per ridurre il rumore meccanico e ridurre le perdite meccaniche.

Per quanto riguarda il progetto aerodinamico vero e proprio, finalizzato a ricavare dei CP del rotore che soddisfino i punti (3), (4), (5) delle specifiche, la metodologia seguita nei programmi Matlab fa riferimento alla teoria dei vortici di Glauert perfezionata dai ricercatori di Amherst descritta nel cap II § 2.3.

Le formule per la determinazione degli sforzi e la geometria di ottimo sono quelle descritte nei sottoparagrafi del § 2.3, con alcune variazioni dovute al fatto che si è tenuto conto di un profilo reale, che quindi ha un $C_d \neq 0$. Questo comporta una complicazione nella risoluzione delle equazioni che, contrariamente al caso ideale ($C_d = 0$) illustrato nel § 2.3, non è possibile trovare in forma chiusa bensì numerica con l'ausilio del calcolatore.

Infatti la nuova formula del C_p locale, con $tg\epsilon \neq 0$, (espresso solo in funzione di λ , $E_{ff} = ctg\epsilon$, k) diviene:

$$C_p = \lambda^2 (1 + k) \left(\frac{-1 \pm \sqrt{1 + 2E_{ff}k\lambda} + E_{ff}(\lambda^2 - 1 - k^2)}{E_{ff}\lambda} - 1 \right)$$

Differenziando numericamente tale formula rispetto a k e uguagliando a zero l'espressione che ne consegue, si trova la forma del k che massimizza il C_p locale. Di conseguenza l' h corrispondente al k di ottimo, assume la forma:

$$h = \frac{-1 \pm \sqrt{\lambda^2 + 2k\lambda^3 E_{ff} + \lambda^2 (\lambda^2 + 1 - k^2) E_{ff}^2}}{\lambda^2 E_{ff}}$$

Di seguito si descrive come sono strutturati i due programmi fondamentali, implementati in linguaggio Matlab, utilizzati nel progetto aerodinamico. Tali programmi sono :

1. PROGRAMMA DI OTTIMO, utilizzato nella prima fase, per analizzare più geometrie delle pale ,ottimizzate per massimizzare il CP.
2. PROGRAMMA DI OFF-DESIGN, utilizzato nella seconda fase, per determinare le prestazioni in off-design delle pale ricavate dal precedente programma di ottimo.

In base alle limitazioni delle specifiche e a considerazioni esterne di altro tipo (che vedremo in seguito) verrà scelta la pala definitiva.

4.4 Breve descrizione del programma di ottimo

INPUT

1. -D, diametro rotore
2. - p, numero pale
3. - Profilo 2D in termini di polare e diagramma $Cl=f(\text{incidenza})$
4. - Vettore dei valori da fare assumere alla velocità specifica all'estremità della pala λ_0 , a cui si riferiscono i diagrammi del CP.
5. - Vettore delle distanze relative (r/R), rispetto al centro del rotore, delle 10 sezioni ,equidistanziate con passo 0.1, lungo la lunghezza della pala.
6. - Vettore delle incidenze a cui far lavorare i vari profili delle 10 sezioni lungo la pala.

CORPO DEL PROGRAMMA

Internamente a un ciclo for (ciclo ripetitivo) esterno che fa scorrere il vettore λ_0 , si annida un altro ciclo for (ciclo ripetitivo) che fa scorrere il vettore r/R e per ogni sua componente (ognuna delle 10 stazioni lungo la pala) ne fornisce le seguenti grandezze:

- λ =velocità specifica relativa alla stazione in esame
- i =incidenza imposta a suddetta stazione
- Cl relativo
- Cd relativo
- E_{ff} =Efficienza = Cl/Cd relativa
- k di ottimo relativo
- h relativoe al k di ottimo trovato sopra
- $ctgI$ e quindi I relativo
- $C_1 \cdot p \cdot corda = f(r, k, E_{ff}, I)$
- $l = corda = C_1 p l / C_1 p$
- α =svergolamento = $I-i$

- $G = \frac{(1-k)}{(1+k)} = \frac{C_l p l \cos(I - \varepsilon)}{8\pi r \cos \varepsilon \sin^2 I}$
- $E = \frac{h-1}{h+1} = \frac{C_l p l \sin(I - \varepsilon)}{4\pi r \sin 2I \cos \varepsilon}$
- $f_r = (1 - k^2) \frac{r}{R}$
- $m_r = (1 + k)^2 E c t g I \left(\frac{r}{R} \right)^2$

fine del primo ciclo for per r/R

- $C_F = \frac{2F}{\rho S V_1^2} = 2 \int_0^1 f_r d\left(\frac{r}{R}\right)$
- $C_M = \frac{2M}{\rho S V_1^2 R} = 2 \int_0^1 m_r d\left(\frac{r}{R}\right)$
- $C_P = 2 \int_0^1 \lambda m_r \frac{r}{R} d\left(\frac{r}{R}\right)$
- $\eta_{pale} = \left(1 - \frac{0.93}{p \sqrt{\lambda_0^2 + 0.445}} \right)^2$ perdita dovuta all'interferenza delle pale
- $C_{P \text{ reale}} = C_P \eta_{pale}$

fine del secondo ciclo for per λ_0 .

OUTPUT

1. $CP_{max} = \max(C_{P_{max}})$, ovvero il massimo CP tra tutti i $C_{P_{max}}$ corrispondenti ad ogni λ_0 appartenente all'intervallo in input. Ricordo che tale $C_{P_{max}}$ si riferisce a quella particolare distribuzione di incidenze lungo la pala, data in input, cambiando la quale, ottengo un nuovo $C_{P_{max}}$.
 2. λ_0 a cui si verifica $C_{P_{max}}$.
 3. vettore delle 10 corde relative alle 10 sezioni lungo la pala corrispondenti a tale configurazione di massimo CP (geometria di ottimo).
 4. vettore dei 10 svergolamenti relativi alle 10 sezioni lungo la pala corrispondenti a tale configurazione di massimo CP (geometria di ottimo).
 5. Andamenti dei parametri cinetici h e k nelle 10 sezioni della pala.
- Nella Tab. 4.1 viene schematizzata l'implementazione del file del programma di ottimo utilizzato nella prima fase di progetto.

λ_0 INPUT	λ_{01}										λ_{02}									
$\lambda = \lambda_0 \frac{r}{R}$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$i = \gamma - \delta \frac{r}{R}$ (INPUT) N.B.: γ e δ caratterizzano la distribuzione di incidenza in input																				
C_l (INPUT)																				
C_d (INPUT)																				
$E_{ff} = C_l / C_d = \text{ctg} \varphi$ (INPUT)																				
k di ottimo =soluzione numerica di $dC_p/dk=0$, ove $C_p = \lambda^2 (1+k) \left(\frac{-1 \pm \sqrt{1 + 2E_{ff} k \lambda + E_{ff} (\lambda^2 - 1 - k^2)}}{E_{ff} \cdot \lambda} - 1 \right)$																				
h corrispondente, ove $h = \frac{-1 \pm \sqrt{\lambda^2 + 2k\lambda^2 E_{ff} + \lambda^2 (\lambda^2 + 1 - k^2) E_{ff}^2}}{\lambda^2 E_{ff}}$																				
$\text{ctg} I$																				
$\text{Cl} \cdot p \cdot l$																				
l																				
α																				
$G = \frac{C_l p l \cos(I - \varepsilon)}{8\pi r \cos \varepsilon \cdot \sin^2 I}$																				
$E = \frac{C_l p l \sin(I - \varepsilon)}{4\pi r \sin 2I \cos \varepsilon}$																				
$f_r = (1 - k^2) \frac{r}{R}$																				
$m_r = (1 + k)^2 E \text{ctg} I \left(\frac{r}{R} \right)^2$																				
$C_F = \frac{2F}{\rho S V_1^2} = 2 \int_0^1 f_r d \left(\frac{r}{R} \right)$																				
$C_M = \frac{2M}{\rho S V_1^2 R} = 2 \int_0^1 m_r d \left(\frac{r}{R} \right)$																				
$C_P = 2 \int_0^1 \lambda m_r \frac{r}{R} d \left(\frac{r}{R} \right)$																				
$\eta_{pale} = \left(1 - \frac{0.93}{p \sqrt{\lambda_0^2 + 0.445}} \right)^2$																				
$CP_{reale} = CP \cdot \eta_{pale}$																				

Tab.4.1.Step per trovare la geometria della pala di ottimo

4.5 Breve descrizione del programma di off_design

INPUT

1. D, diametro rotore
2. p, numero pale
3. Profilo 2D in termini di polare e diagramma $Cl=f(\text{incidenza})$
4. Distribuzione delle corde lungo la pala (nel nostro caso derivanti dal programma di ottimo,ma in generale tale distribuzione può essere qualsiasi!).
5. Distribuzione degli svergolamenti lungo la pala (nel nostro caso derivanti dal programma di ottimo,ma in generale tale distribuzione può essere qualsiasi!)
6. Vettore dei valori da fare assumere all'angolo di Inclinazione di estremità,ovvero $\cot g I_0$
7. Eventuale vettore delle variazioni di calettamento

CORPO DEL PROGRAMMA

La maggior parte delle formule utilizzate per ricavare le varie grandezze cinematiche e prestazionali sono le stesse di quelle utilizzate nel programma di ottimo. Ma poiché cambia l'input, Ciò che varia è come le grandezze vengono ricavate e con che ordine. La Tab.4.2, dove viene schematizzata l'implementazione del file del programma di off_design, utilizzato nella seconda fase di progetto, chiarifica la procedura.

OUTPUT

1. Diagrammi prestazionali in termini di CP,CM,CF in funzione di λ_0 , e quindi potenza in funzione del numero dei giri, anche al variare del calettamento globale.

$\frac{r}{R}$ (INPUT)	$\frac{r_1}{R_1}$					$\frac{r_2}{R_2}$				
α (INPUT)	α_1					α_2				
l (INPUT)	l_1					l_2				
$ctgI_0$ (INPUT)	ctgI ₁₁	ctgI ₁₂	ctgI ₁₃	ctgI ₁₄	...	ctgI ₂₁	ctgI ₂₂	ctgI ₂₃	ctgI ₂₄	...
$i = l - \alpha$										
Cl, Cd										
$tg\varepsilon$										
$G = \frac{(1-k)}{(1+k)} = \frac{C_l pl \cos(I - \varepsilon)}{8\pi r \cos \varepsilon \sin^2 I}$										
$k = \frac{1-G}{1+G}$										
$E = \frac{h-1}{h+1} = \frac{C_l pl \sin(I - \varepsilon)}{4\pi r \sin 2I \cos \varepsilon}$										
$h = \frac{1+E}{1-E}$										
$\lambda_0 = \frac{R}{r} \frac{1+k}{1+h} ctgI$										
$f_r = (1-k^2) \frac{r}{R}$										
$m_r = (1+k)^2 E ctgI \left(\frac{r}{R}\right)^2$										
$C_F = \frac{2F}{\rho S V_1^2} = 2 \int_0^1 f_r d\left(\frac{r}{R}\right)$										
$C_M = \frac{2M}{\rho S V_1^2 R} = 2 \int_0^1 m_r d\left(\frac{r}{R}\right)$										
$C_P = 2 \int_0^1 \lambda m_r \frac{r}{R} d\left(\frac{r}{R}\right)$										
$\eta_{pale} = \left(1 - \frac{0.93}{p \sqrt{\lambda_0^2 + 0.445}}\right)^2$										
$CP_{reale} = CP \cdot \eta_{pale}$										

Tab.4.2, Step per trovare le prestazioni fuori ottimo

4.6 Utilizzo del programma di ottimo e di quello di off-design

Dopo aver fatto girare più volte il programma di ottimo, variando di volta in volta in modo significativo le distribuzioni lineari di incidenza lungo la pala, in input, si ottengono, in output, le rispettive geometrie delle pale (in termini di distribuzione di corde e svergolamenti) che sviluppano i C_{Pmax} corrispondenti in output. Una prima scelta cade su quelle pale che riescono a sviluppare alti C_{Pmax} , e contemporaneamente ad avere corde al tip > 0.04m, come imposto dalla specifica (6).

Dopodichè, per valutare le prestazioni off-design delle pale scelte, in output dal programma di ottimo, la geometria di ognuna di queste pale viene data in input al programma di off-design, che fornisce i voluti diagrammi di potenza (o CP) in funzione del numero di giri, alle diverse velocità del vento.

Ovviamente l'andamento di questi diagrammi è fondamentale per la scelta definitiva della pala, poiché se essi presentano un'accentuata instabilità appena ci si sposta dalla condizione di ottimo, o comunque dalla condizione operativa, invalidano la scelta di quella pala. Sarebbe auspicabile, infatti, che tali diagrammi avessero un andamento quasi costante al numero di giri, in prossimità della condizione di ottimo, o comunque operativa. Inoltre è possibile ottenere i suddetti diagrammi anche al variare del calettamento.

4.7 Determinazione degli input del programma di ottimo, per lo studio dell'aerogeneratore in progetto

Riferendosi all'ordine degli input definiti all'inizio del §4.4, determiniamo gli input del programma di ottimo nel caso specifico per lo studio del nostro aerogeneratore:

- 1) -Dal momento che fondamentalmente siamo interessati alla potenza erogata, (ovviamente meglio se anche avviene a elevati rendimenti cioè massimi CP) e già vedendo dalla formula della potenza ricavabile $P = \frac{1}{2} \rho S C_p v^3$

ove $S = \pi \left(\frac{D}{2} \right)^2$ che essa è proporzionale a D^2 , abbiamo subito deciso di adottare

il massimo diametro consentito dalle specifiche: diametro=1.3m.

Comunque in questa prima fase, abbiamo voluto testare anche un caso con diametro leggermente superiore ($D=1.5m$ $p=8$) per vedere quanta variazione da' in termini di potenza (rispetto a $D=1.3m$, $p=8$).

- 2) -Per quanto riguarda il numero delle pale p , abbiamo plottato la formula della perdita di rendimento aerodinamico dovuta al numero finito di pale (\Rightarrow maggiore concentrazione dei vortici) rispetto al caso unitario di infinite pale, valida in condizioni di ottimo,

$$\eta_p = \left(1 - \frac{0.93}{p \sqrt{\lambda_0^2 + 0.445}} \right)^2$$

plottata sia in funzione di λ_0 e parametrizzata con p e sia in funzione di p e parametrizzata con λ_0 , come riportato nelle figure di seguito

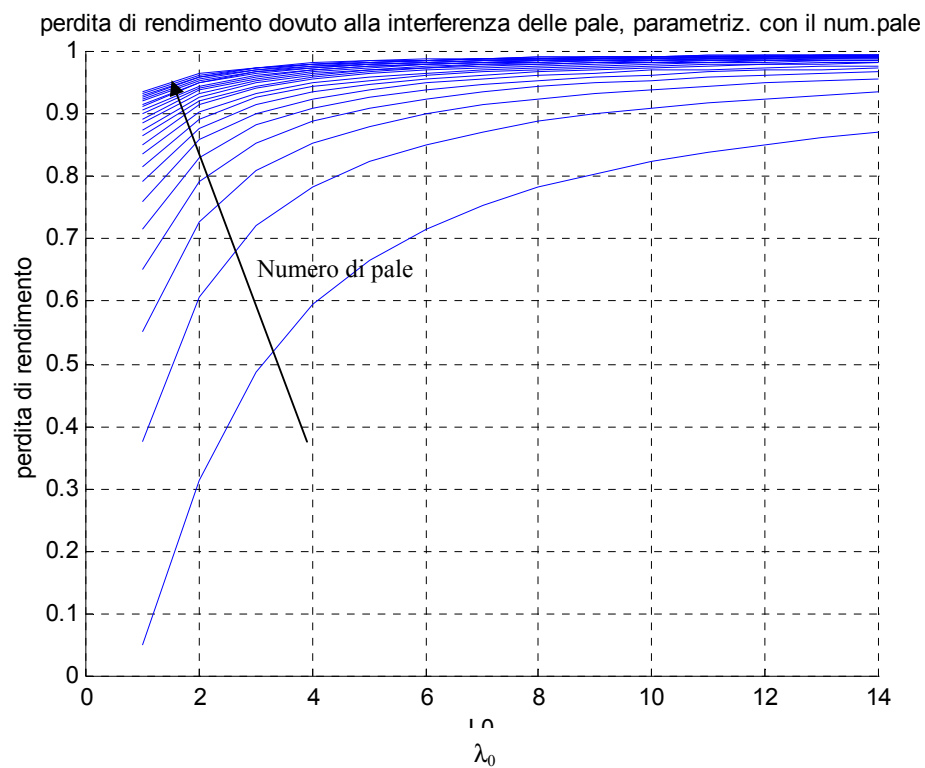


Fig.4.2

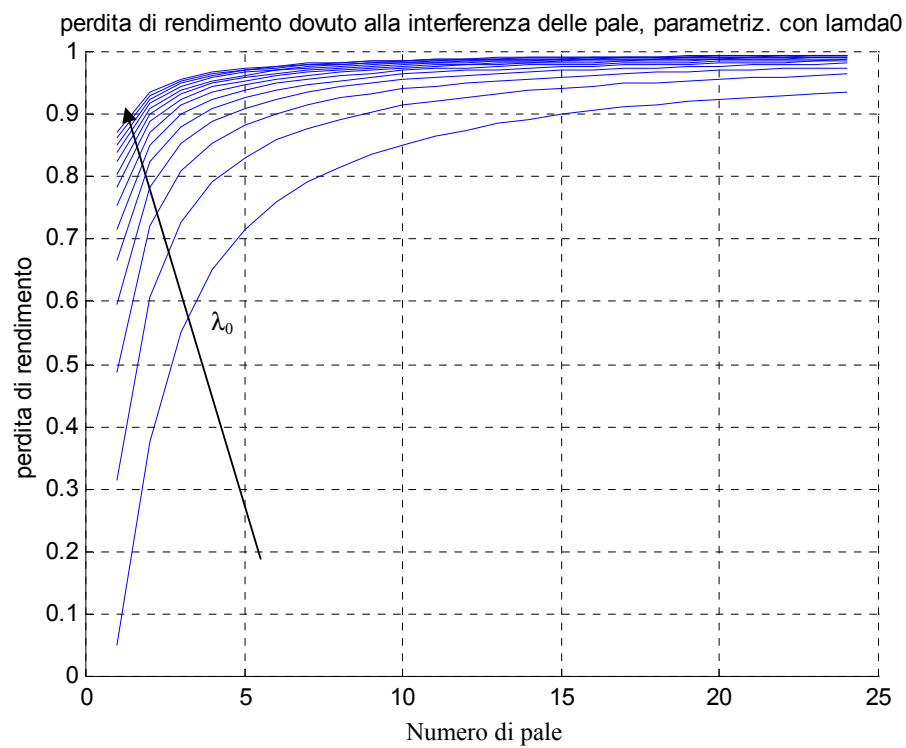


Fig.4.3

Ovviamente, si vede che se p aumenta, η_{pale} aumenta. Però aumentare il numero delle pale significa aumentare i costi (crescenti con il numero delle pale) e difficoltà costruttive e strutturali. Infatti vedremo meglio in seguito dagli output del programma che in condizioni di ottimo, ($C_P = C_{Pmax}$), se il numero delle pale aumenta, le corde diventano sempre più piccole e di conseguenza anche gli spessori; quindi la resistenza strutturale della pala diminuisce molto essendo proporzionale a t^2 , e quindi non si riesce a rispettare la specifica strutturale n° (6).

Quindi in questa prima fase abbiamo scelto di testare numericamente con il programma di ottimo solo i casi a 3, 4, 6 fino a un massimo di 8 pale.

- 3) -Non avendo ancora idea dei Re a cui lavorano le nostre pale, inizialmente abbiamo utilizzato un profilo NACA23015, utilizzato su aerogeneratori di media e grossa stazza realizzati e funzionanti (aerogeneratore a 3 pale, diametro 10m potenza 20kw alla velocità del vento di 10m/s oppure aerogeneratore Best-Roman di Nogent-le-Roi, 3 pale, diametro 32m da 800kw di potenza). Le caratteristiche di questo profilo sono tratte dall'Abbot.
- 4) -Come intervallo entro cui far spaziare λ_0 abbiamo preso: $0.1 < \lambda_0 < 14$, comune a tutte le prove numeriche.
- 5) -Abbiamo deciso di prendere 10 stazioni equidistanti lungo la pala ($0.1R, 0.2R \dots R$), comuni a tutte le prove numeriche.
- 6) -Dalla teoria sappiamo che se facciamo lavorare ogni sezione della pala, all'incidenza di efficienza massima del profilo il C_p locale è il massimo in assoluto. Nel caso del NACA 23015, tale incidenza vale 10° .

Ma tale scelta di incidenza spesso comporta corde troppo piccole che danno adito a problemi strutturali oltre che problemi all'avvio, data la piccola superficie effettiva. Quindi abbiamo dovuto dare come input anche svariate distribuzioni di incidenze, nelle varie stazioni della pala con legge di variazione lineare decrescente dalla radice verso l'estremità.

In questa prima fase abbiamo provato numerose configurazioni e di seguito abbiamo riportato i risultati di alcune tra le più significative.

4.8 Primi risultati di output del programma di ottimo

NOTE GENERALI:

Il calcolo delle potenze massime sviluppate e il Ngiri/min corrispondente, riportato nelle tabelle, è stato effettuato per la velocità del vento di riferimento di 7m/s

comune a tutte le prove. Quindi poiché $P_{\max} = \frac{1}{2} \rho \pi \left(\frac{D}{2} \right)^2 C_{P_{\max}} v^3$

$Ngiri / min = \frac{60 \lambda_0 v}{\pi D}$ e la densità dell'aria considerata è 1.225 kg/m³ :

- Per $D=1.3m$: $P_{\max}=279 C_{P_{\max}} W$, $N_{P_{\max}}=103 \lambda_0$ giri/min .
- Per $D=1.5m$: $P_{\max}=371 C_{P_{\max}} W$, $N_{P_{\max}}=89 \lambda_0$ giri/min.
- Gli angoli di incidenza sono espresse in gradi.
- Per le altre grandezze trovate si è adottato il S.I. (potenze in W, lunghezze in m).

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo NACA23015, $Re=2.6 \cdot 10^6$

incidenza variabile

diametro del rotore (D)=1.3m

numero di pale (p)=3

incidenze (deg) caratteristiche	i= 10 $E_{ff_{\max}}=100$ $Cl_{E_{\max}}=1.2$	i= 12.75- 7.5r/R	i= 10- 5r/R	i= 10- 4r/R	i= 5- 2r/R	i= 5- r/R	i= 4- r/R
$C_{P_{\max}}$	0.4476	0.4429	0.4423	0.4440	0.4275	0.4334	0.4249
Potenza max	124.88	123.57	123.40	123.88	119.27	120.92	118.55
Δ Potenza rispetto al caso di $E_{ff_{\max}}$	0	1.31	1.48	1	5.61	3.96	6.33
Ngiri/min relativo a P_{\max}	958	906	906	916	783	824	652
λ_0 relativo a $C_{P_{\max}}$	9.3	8.8	8.8	8.9	7.6	8.0	7.4
corda al tip	0.0113	0.223	0.0232	0.0194	0.0465	0.336	0.0491
corda allo hub	0.0675	0.596	0.0743	0.0727	0.1587	0.1479	0.1935

Tab. 4.3

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo NACA23015, $Re=2.6 \cdot 10^6$

incidenza variabile

diametro del rotore (D)=1.3m

numero di pale (p)=4

<div>incidenze (deg)</div> <div>caratteristiche</div>	<div>i=</div> <div>10</div> <div>$E_{ffmax}=100$</div> <div>$Cl_{Emax}=1.2$</div>	<div>i=</div> <div>12.75</div> <div>$7.5r/R$</div>	<div>i=</div> <div>10-</div> <div>$5r/R$</div>	<div>i=</div> <div>10-</div> <div>$4r/R$</div>	<div>i=</div> <div>5-</div> <div>$2r/R$</div>	<div>i=</div> <div>5-</div> <div>(r/R)</div>	<div>i=</div> <div>4-</div> <div>(r/R)</div>
C_{Pmax}	0.4558	0.4513	0.4550	0.4523	0.4537	0.4425	0.4345
Potenza max	127.10	125.91	126.95	126.19	126.58	123.46	121.23
Δ Potenza rispetto al caso di E_{ffmax}	0	1.19	0.15	0.91	0.523	3.64	5.87
Ngiri/min relativo a P_{max}	876	834	824	834	721	752	700
λ_0 relativo a C_{Pmax}	8.5	8.1	8	8.1	7	7.3	6.8
corda al tip	0.0101	0.0197	0.0210	0.0176	0.0411	0.0303	0.0436
corda allo hub	0.0553	0.0490	0.0619	0.0605	0.1290	0.1218	0.1573

Tab. 4.4

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo NACA23015, $Re=2.6 \cdot 10^6$

incidenza variabile

diametro del rotore (D)=1.3m

numero di pale (p)=6

<div>incidenze (deg)</div> <div>caratteristiche</div>	<div>$i=10$</div> <div>$E_{ffmax}=100$</div> <div>$Cl_{Emax}=1.2$</div>	<div>$i=12.75-$</div> <div>$7.5r/R$</div>	<div>$i=10-$</div> <div>$5r/R$</div>	<div>$i=10-$</div> <div>$4r/R$</div>	<div>$i=5-$</div> <div>$2r/R$</div>	<div>$i=5-$</div> <div>r/R</div>	<div>$i=4-$</div> <div>r/R</div>
C_{Pmax}	0.4648	0.4611	0.4602	0.4617	0.4637	0.4526	0.4453
Potenza max	129.67	129.64	128.40	128.81	129.37	126.28	124.24
Δ Potenza rispetto al caso di E_{ffmax}	0	0.03	1.27	0.86	0.3	3.39	5.43
Ngiri/min relativo a P_{max}	783	742	742	752	640	680	628
λ_0 relativo a C_{Pmax}	7.6	7.2	7.2	7.3	6.3	6.6	6.1
corda al tip	0.0084	0.01676	0.0173	0.0144	0.0339	0.0347	0.0361
corda allo hub	0.0415	0.3686	0.0459	0.0449	0.0946	0.0892	0.1154

Tab. 4.5

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo NACA23015, $Re=2.6 \cdot 10^6$

incidenza variabile

diametro del rotore (D)=1.3m

numero di pale (p)=8

<div>incidenze (deg)</div> <div>caratteristiche</div>	<div>$i=10$</div> <div>$E_{ffmax}=100$</div> <div>$Cl_{Emax}=1.2$</div>	<div>$i=12.75-$</div> <div>$7.5r/R$</div>	<div>$i=10-$</div> <div>$5r/R$</div>	<div>$i=10-$</div> <div>$4r/R$</div>	<div>$i=5-$</div> <div>$2r/R$</div>	<div>$i=5-$</div> <div>r/R</div>	<div>$i=4-$</div> <div>r/R</div>
C_{Pmax}	0.4698	0.4670	0.4654	0.4678	0.4534	0.4582	0.4512
Potenza max	131.07	129.93	129.85	130.24	126.5	127.84	125.88
Δ Potenza rispetto al caso di E_{ffmax}	0	1.08	1.22	0.83	4.57	3.23	5.19
Ngiri/min relativo a P_{max}	731	700	700	710	607	188	597
λ_0 relativo a C_{Pmax}	7.1	6.8	6.8	6.9	5.9	6.2	5.8
corda al tip	0.0072	0.0145	0.0145	0.0121	0.0289	0.0210	0.0300
corda allo hub	0.0333	0.0296	0.0363	0.0355	0.0749	0.0707	0.0902

Tab. 4.6

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo NACA23015, $Re=2.6 \cdot 10^6$

incidenza variabile

diametro del rotore (D)=1.5m

numero di pale (p)=8

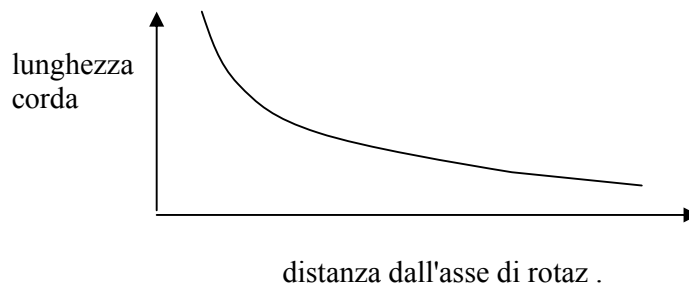
<div>incidenze (deg)</div> <div>caratteristiche</div>	<div>$i=10$</div> <div>$E_{ffmax}=100$</div> <div>$Cl_{Emax}=1.2$</div>	<div>$i=12.75-$</div> <div>$7.5r/R$</div>	<div>$i=10-$</div> <div>$5r/R$</div>	<div>$i=10-$</div> <div>$4r/R$</div>	<div>$i=5-$</div> <div>$2r/R$</div>	<div>$i=5-$</div> <div>r/R</div>	<div>$i=4-$</div> <div>r/R</div>
C_{Pmax}	0.4698	0.4670	0.4654	0.4678	0.4512	0.4582	0.4513
Potenza max	174.3	172.88	175.67	173.18	167.40	170	168.21
Δ Potenza rispetto al caso di E_{ffmax}	0	1.42	1.3	1.12	6.9	4.3	6.09
Ngiri/min relativo a P_{max}	631	605	605	614	516	552	525
λ_0 relativo a C_{Pmax}	7.1	6.8	6.8	6.9	5.8	6.2	5.9
corda al tip	0.0084	0.0162	0.0168	0.0140	0.0346	0.0243	0.0334
corda allo hub	0.0384	0.337	0.0420	0.0410	0.1041	0.0816	0.0865

Tab. 4.7

4.9 Analisi dei primi risultati di output del programma di ottimo

Dalla lettura di queste tabelle emergono subito i principali legami tra le grandezze geometriche e le prestazioni cinematiche e di potenza. Infatti si evince che:

- 1) In accordo con la teoria generale descritta nel primo capitolo, all'aumentare del **numero delle pale**, le corde diminuiscono la loro lunghezza (ci si avvicina al modello di Betz), C_{Pmax} aumenta e il λ_0 relativo a P_{max} diminuisce. Quindi, a parità di velocità del vento il numero di giri al minuto dell'aerogeneratore diminuisce.
- 2) **Scostandosi** sempre più **dalla condizione di ideale di incidenza di efficienza massima costante** su tutta la lunghezza della pala, **le corde aumentano la loro lunghezza** e il C_{Pmax} **diminuisce**. Per esempio, nel caso peggiore analizzato ($p=3$, $i=4-r/R$), al massimo C_{Pmax} diminuisce del 5%. Mentre la diminuzione del C_{Pmax} con il diminuire il numero delle pale può essere anche più marcato. Infatti, nel passare da $p=8$ a $p=3$ per $i=4-r/R$ si ha una riduzione in C_{Pmax} del 5.8 %.
- 3) Osservando le **distribuzioni in incidenza** utilizzate, vediamo che quelle che hanno le incidenze di efficienza massima in prossimità dell'estremità hanno C_{Pmax} più alti anche se ovviamente sempre inferiore a quello del caso $i=i_{Emax}$ = costante su tutta la pala. Questo perché come risulta dalle formule, $C_p = 2 \int_0^1 \lambda m_r \frac{r}{R} d\left(\frac{r}{R}\right)$, la maggior parte della potenza sulla pala viene sviluppata verso le estremità, dove λ è maggiore. Cercare altri legami tra distribuzione di incidenze e C_{Pmax} sono del tutto arbitrari perché legati alle caratteristiche specifiche (in termini di polare) del profilo in questione e quindi non estendibili a principio generale.
- 4) La funzione della **distribuzione delle corde** lungo la pala con questo profilo (NACA 23015) e con l'andamento lineare delle incidenze, decrescente dalla radice verso l'estremità, è del tipo monotona decrescente del verso l'estremità (vedi figura sotto) del V ordine.



- 5) Aumentare o diminuire il diametro **D** non inflisce sul C_{Pmax} per come è stato definito, ovviamente cambia la potenza. Ad esempio, a parità di numero di pale

=8 nel passare da $D=1.3\text{m}$ a $D=1.5\text{m}$ per $i=10^\circ$ =cost, alla velocità del vento di 7 m/s si ha un aumento di 39W, ovvero del circa 30%.

- 6) Le **velocità specifiche** λ_0 sono mediamente **troppo alte** per soddisfare le nostre specifiche sul rumore.
- 7) Solo in alcuni **rari casi** si riuscirebbe a soddisfare la nostra specifica strutturale: **corda tip > 0.04m!**

8) INCONVENIENTE FONDAMENTALE:

Se calcoliamo il numero di **Re al tip** (che è quello più significativo, dato che la potenza si sviluppa maggiormente all'estremità)

$$Re = \frac{\text{lunghezza corda} \cdot \text{velocità locale}}{1.45 \cdot 10^{-5}}, \text{ ove } \text{velocità locale} = \sqrt{V_{\text{vento}}^2 + (\omega R)^2} \text{ alla}$$

velocità di riferimento di 7m/s, vediamo che anche per i casi con le corde più grosse (e comunque raramente in grado di soddisfare la nostra specifica strutturale: corda tip > 0.04m!) ad esp. $p=8$, $i=4-r/R$, corda al tip=0.03m, $\lambda_0=5.8$, $Re \approx 0.85 \cdot 10^5$. Considerando inoltre che le velocità del vento possono essere <7m/s, si vede che il profilo NACA23015 che lavora a $Re=2.6 \cdot 10^6$, non va bene.

Con questo controllo a posteriori sulla coerenza tra il Re associato al profilo in input, e il Re che si sviluppa all'estremità in output, emerge la necessità di scegliere un profilo più adeguato alle nostre esigenze e cioè che lavori a bassi numeri di Re e che abbia efficienze elevate per mantenere un alto C_{Pmax} .

Conseguentemente ai limitati tempi a disposizione per lo sviluppo del progetto, si è ritenuto non possibile ricorrere a codici di calcolo tipo CFD per determinare iterativamente il profilo ottimale che lavori ai Re voluti. La scelta del profilo idoneo si è posta a posteriori, e indirizzata verso un profilo che lavori correttamente in una fascia piuttosto ampia di Re.

Ovviamente la categoria dei profili a bassi Re hanno efficienze notevolmente inferiori (dell'ordine di 40) rispetto a quelli che lavorano a alti Re (NACA23015 ha efficienza max=96). Per effettuare questa scelta abbiamo indagato la bibliografia in materia di piccoli aerogeneratori.

4.10 Scelta del profilo idoneo

Il Professor Selig, dell'Università dell'Illinois a Urbana-Champaign per conto di un approfondito studio commissionato dalla NREL (National Renewable Energy Laboratory) nel 1999 e tutt'ora in sviluppo, ha progettato i seguenti profili appositamente per piccole turbine eoliche:

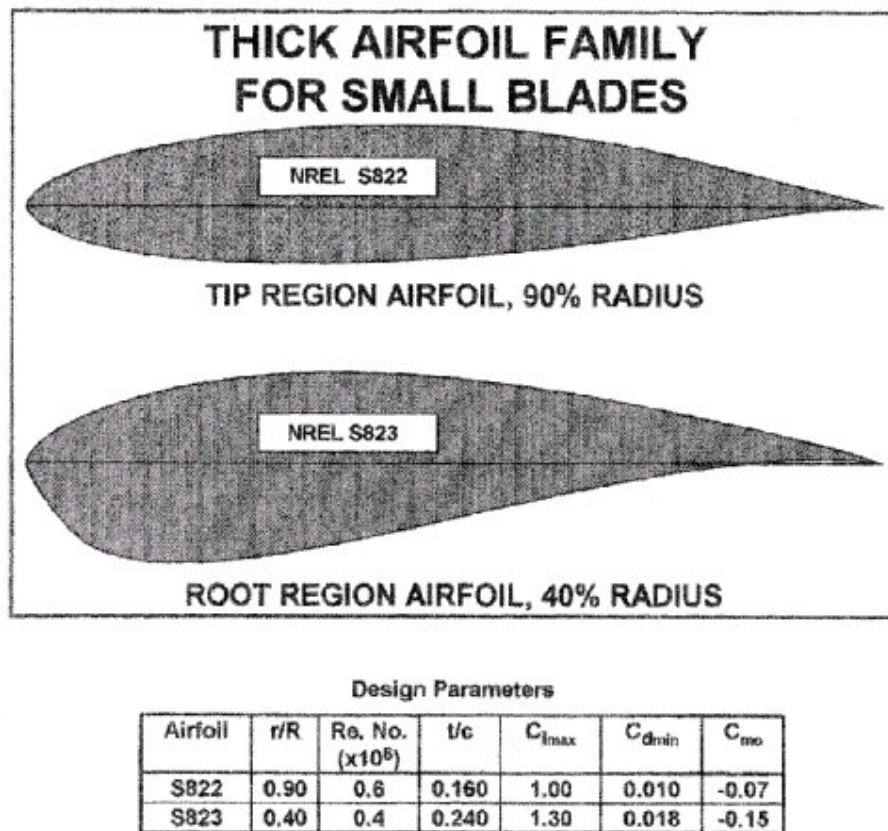


Fig. 4.4- Profili per piccole turbine progettati dal prof.M. Selig

Mentre, poiché il Re calcolato è quello a regime e allo start i Re sono ancora più bassi, Laitone (1997) suggerisce che a $Re < 100000$ si devono usare profili molto sottili (2.5%) e molto curvi (5%, curvatura) mentre al crescere di Re (circa 200000) le prestazioni ottime si hanno per spessori del 10-15% caratterizzati da bolla di separazione a bassa incidenza.

Nel nostro caso, data la natura più aleatoria del vento che soffia sui mari rispetto alla terra, è meglio avere una pala che lavori più stabilmente con un unico profilo. Inoltre date le piccole dimensioni del rotore e considerando che circa il 30% della pala a partire dalla radice vede un flusso disturbato per l'interferenza con la carenatura del mozzo, la differenza di velocità tra hub e tip si riduce notevolmente non rendendo necessario la complicazione costruttiva di impiegare due profili diversi per la radice e per l'estremità.

Inoltre, essendo le fonti bibliografiche contrastanti per non dire opposte in merito alla scelta dei profili, abbiamo scelto tra i profili che lavorano a bassi Re l' **E203** che lavora tra 80.000-150.000 Re . A 150.000 può raggiungere anche un'efficienza massima di 55. Ha uno spessore percentuale del 13.6% e curvatura del 2.4%. Inoltre la bassa curvatura e tale spessore percentuale medio alto, sposano le esigenze di bassa rumorosità come descritto al punto 4) del § 4.2.

Di seguito è riportata la forma del profilo E203.

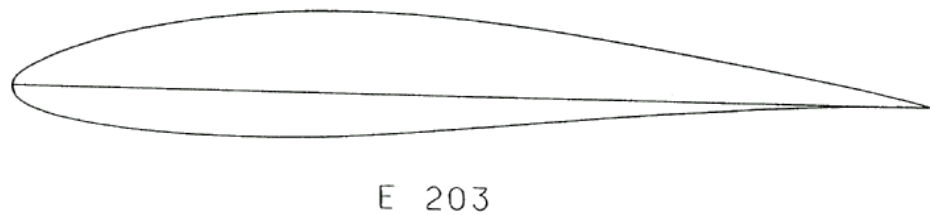


Fig.4.5 - Profilo E203, scelto per il nostro aerogeneratore, $t/c=0.139$

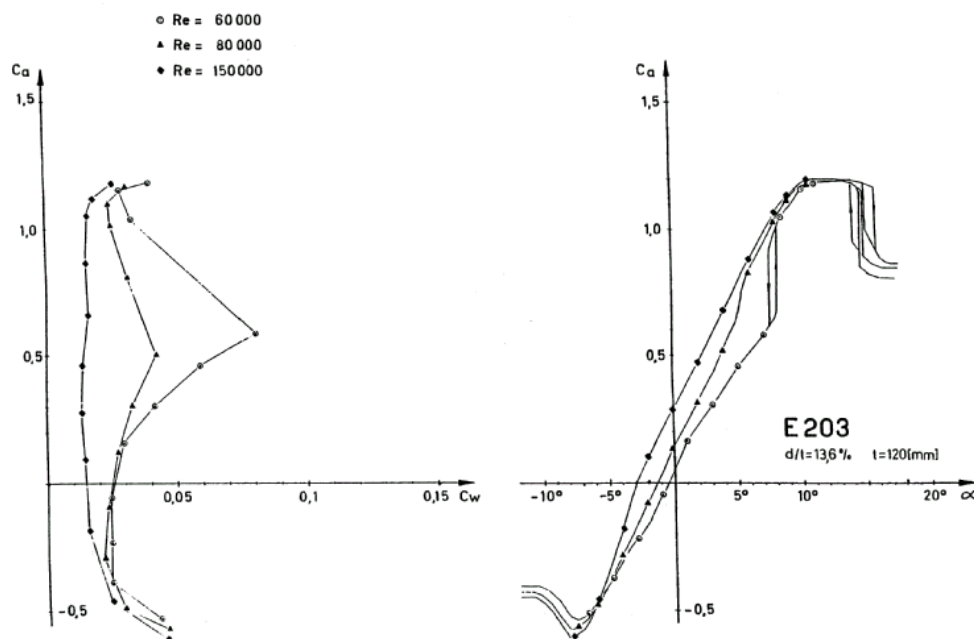


Fig.4.6 - Polare e grafico $C_l-\alpha$ del profilo E203

Le ultime 17 ordinate della parte inferiore sono state modificate secondo legge lineare (v. file modifica_B_U.m, nel cd allegato) per fare in modo che il bordo di uscita abbia uno spessore di 1 mm per esigenze costruttive.

4.11 Ulteriori scelte effettuate

- 1) I risultati dei test numerici sull'effetto del numero delle pale hanno indicato che
 - per basso numero pale si hanno problemi di rendimento (C_{Pmax} bassi) ed eccessivi λ_0 ,
 - per alto numero di pale si hanno problemi di irrealizzabilità costruttiva per eccessiva piccolezza delle corde di estremità.

Ricordando le caratteristiche degli aerogeneratori scelti per il confronto (3 e 6 pale rispettivamente per Airxmarine e Aerogen), **la scelta di portare avanti nello studio solo questi due casi a 3 e a 6 pale**, è stata obbligata.

- 2) Inoltre, abbiamo deciso di **testare il nuovo profilo**, (cambiando opportunamente le distribuzioni lineari di incidenze lungo le sezioni della pala), cambiando il Re in input (ovvero la polare del profilo in input): **prima $Re=150.000$ e poi $Re=100.000$, per ciascun numero di pale.**

Infatti, avendo abbassato notevolmente le efficienze passando dal profilo NACA 23015 all'E203, a parità di Re , è presumibile deducendolo dai risultati dei test numerici fin qui visti, che le corde di ottimo con E203 aumentino la loro lunghezza e che le velocità locali diminuiscano, poiché diminuisce λ_0 relativo a P_{max} .

È necessario quindi verificare a posteriori se i Re locali (principalmente Re_{tip}) siano effettivamente aumentati. In questo caso sarà possibile utilizzare il profilo E203 con $Re=150.000$ in input, in quanto il profilo lavorerà con efficienze non inferiori a quelle corrispondenti a Reynolds in ingresso. Ciò risulterà conservativo nei confronti del C_{Pmax} .

In realtà, per essere più precisi, tale verifica finale dovrebbe essere lasciata a un processo iterativo sul numero di Re in input e in output, tramite implementazione al calcolatore, che ovviamente richiederebbe la conoscenza delle svariate polari del profilo per ogni variazione maggiore della precisione ammessa nel ciclo iterativo. Tale dato non è disponibile e, per la precisione richiesta nel progetto, ci accontentiamo che l'ordine di grandezza del Re in input sia congruente con l'ordine di grandezza del Re in output, e quindi ci limitiamo a fare la verifica finale a posteriori. Ovviamente nel caso la verifica sia negativa siamo costretti a utilizzare il profilo a Re inferiori in input ($Re=100.000$ o anche Re inferiori), pagando ciò in termini di diminuzione del C_{Pmax} .

4.12 Secondi risultati di output del programma di ottimo

I risultati ottenuti sono illustrati nelle seguenti tabelle.

LEGENDA TABELLE SOTTOSTANTI:

Il tratto “–” nella casella della corda al 20% e talvolta di quella al 30% sta a significare che per quella data configurazione l'andamento della distribuzione delle corde è monotono decrescente dalla radice verso l'estremità. Mentre dove appare il dato numerico del valore della lunghezza della corda, come si nota, in quelle stazioni la corda è maggiore di quella della stazione precedente. Quindi ivi la pala presenta come un imbozzamento per poi ritornare ad essere decrescente fino all'estremità.

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo E203, $Re=1.5 \cdot 10^5$
 incidenza variabile
 diametro del rotore (D)=1.3m
 numero di pale (p)=3

<div>incidenze (deg)</div> <div>caratteristiche</div>	$i=8$ $E_{ffmax}=55$ $Cl_{Emax}=1.01$	$i=8-4r/R$	$i=8-5r/R$	$i=7-4r/R$	$i=5-r/R$	$i=5-2r/R$	$i=2.75-r/R$
C_{Pmax}	0.4308	0.4097	0.4009	0.3980	0.3984	0.3920	0.3826
Potenza max	120.19	114.30	111.85	111.04	111.15	109.36	106.74
Δ Potenza rispetto al caso di E_{ffmax}	0	5.89	8.34	9.15	9.04	10.83	13.44
Ngiri/min relativo a P_{max}	803	670	628	618	618	587	556
λ_0 relativo a C_{Pmax}	7.8	6.5	6.1	6	6	5.7	5.4
corda al tip	0.0180	0.0450	0.0580	0.060	0.0520	0.0673	0.0900
corda allo hub	0.0920	0.1150	0.1220	0.1350	0.1720	0.1821	0.2693
Re tip ($\cdot 10^5$) (per $v_{vento}=7m/s$)	0.68	1.42	1.73	1.76	1.52	1.85	2.39
Re hub ($\cdot 10^5$) (per $v_{vento}=7m/s$)	0.56	0.67	0.69	0.76	0.96	1.01	1.48

Tab. 4.8

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo E203, $Re=1.5 \cdot 10^5$
 incidenza variabile
 diametro del rotore (D)=1.3m
 numero di pale (p)=6

<div>incidenze (deg)</div> <div>caratteristiche</div>	$i=8$ $E_{ffmax}=55$ $Cl_{Emax}=1.01$	$i=8-4r/R$	$i=8-5r/R$	$i=7-4r/R$	$i=5-r/R$	$i=5-2r/R$	$i=2.75-r/R$
C_{Pmax}	0.4505	0.4321	0.4245	0.4219	0.4222	0.4167	0.4083
Potenza max	125.69	120.56	118.43	117.71	117.79	116.26	113.91
Δ Potenza rispetto al caso di E_{ffmax}	0	5.13	7.26	7.98	7.9	9.43	11.78
Ngiri/min relativo a P_{max}	670	556	525	515	515	494	464
λ_0 relativo a C_{Pmax}	6.5	5.4	5.1	5	5	4.8	4.5
corda al tip	0.0135	0.0335	0.0420	0.0435	0.0380	0.0468	0.0649
corda allo hub	-	0.0675	0.0740	0.0820	0.1030	0.1126	0.1682
C_{Pmax}	0.0550	0.0650	0.0710	0.0750	0.1000	0.1031	0.1525
Re tip ($\cdot 10^5$) (per $v_{vento}=7m/s$)	0.43	0.89	1.05	1.07	0.94	1.11	1.44
Re hub ($\cdot 10^5$) (per $v_{vento}=7m/s$)	0.32	0.36	0.38	0.40	0.54	0.55	0.81

Tab. 4.9

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo E203, $Re=10^5$
 incidenza variabile
 diametro del rotore (D)=1.3m
 numero di pale (p)=3

<div>incidenze (deg)</div> <div>caratteristiche</div>	$i=8$ $E_{ffmax}=$ $Cl_{Emax}=$	$i=8-4r/R$	$i=8-5r/R$	$i=7-4r/R$	$i=5-r/R$	$i=5-2r/R$	$i=2.75-r/R$
C_{Pmax}	0.4173	0.3821	0.3636	0.3572	0.3606	0.3443	0.3219
Potenza max	116.43	106.61	101.44	99.67	100.61	96.06	89.91
Δ Potenza rispetto al caso di E_{ffmax}	0	9.82	14.99	16.77	15.82	20.37	26.52
Ngiri/min relativo a P_{max}	721	556	494	473	484	442	391
λ_0 relativo a C_{Pmax}	7	5.4	4.8	4.6	4.7	4.3	3.8
corda al tip	0.0233	0.0635	0.0977	0.1067	0.0845	0.1220	0.2100
corda al 20%	-	0.1400	0.1671	0.1888	0.2270	0.2600	0.4600
corda allo hub	0.1069	0.1378	0.1511	0.1689	0.2104	0.2200	0.3800
Re tip ($\cdot 10^5$) (per $v_{vento}=7m/s$)	0.8	1.68	2.3	2.42	1.96	2.6	3.98
Re hub ($\cdot 10^5$) (per $v_{vento}=7m/s$)	0.63	0.75	0.8	0.89	1.12	1.15	1.96

Tab. 4.10

Caratteristiche pala di ottimo:

profilo E203, $Re=10^5$
 incidenza variabile
 diametro del rotore (D)=1.3m
 numero di pale (p)=6

<div>incidenze (deg)</div> <div>caratteristiche</div>	<div>$i=8$</div> <div>$E_{ffmax}=55$</div> <div>$Cl_{Emax}=1.01$</div>	<div>$i=8-$</div> <div>$4r/R$</div>	<div>$i=8-$</div> <div>$5r/R$</div>	<div>$i=7-$</div> <div>$4r/R$</div>	<div>$i=5-$</div> <div>r/R</div>	<div>$i=5-$</div> <div>$2r/R$</div>	<div>$i=2.75-$</div> <div>r/R</div>
C_{Pmax}	0.4388	0.4079	0.3913	0.3854	0.3886	0.3738	0.3532
Potenza max	122.42	113.80	109.17	107.52	108.41	104.29	98.54
Δ Potenza rispetto al caso di E_{ffmax}	0	8.62	13.25	14.9	14.01	18.13	23.88
Ngiri/min relativo a P_{max}	597	464	412	402	412	371	330
λ_0 relativo a C_{Pmax}	5.8	4.5	4	3.9	4	3.6	3.2
corda al tip	0.017	0.0462	0.0709	0.0747	0.058	0.0876	0.1500
corda al 20%	-	0.0880	0.1022	0.1134	0.1364	0.1578	0.2700
corda al 30%	-	-	-	-	-	-	0.275
corda allo hub	0.063	0.0781	0.0844	0.0930	0.1159	0.1248	0.2100
Re tip ($\cdot 10^5$) (per $v_{vento}=7m/s$)	0.48	1.03	1.41	1.45	1.15	1.62	2.4
Re hub ($\cdot 10^5$) (per $v_{vento}=7m/s$)	0.35	0.41	0.43	0.48	0.60	0.64	1.06

Tab. 4.11

4.13 Analisi dei secondi risultati di output del programma di ottimo

- 1) Ambedue le prove con $Re_{input}=150.000$ e $Re_{input}=100.000$, confermano gli andamenti generali delle varie grandezze in dipendenza dai diversi parametri geometrici (numero pale, distribuzioni delle incidenze sulla pala, D , etc) trovati nel precedente test con il profilo NACA23015 $Re=2.6 \cdot 10^6$. La diminuzione di λ_0 con l'aumentare del numero delle pale è stato confermato anche sperimentalmente con i test su Aerogen e Airxmarine. Inoltre, sebbene i rispettivi profili fossero diversi, presumendo comunque un'ottimizzazione in entrambi i casi delle pale, le prove sperimentali hanno comprovato l'ulteriore legame che emerge dal test numerico che se il numero delle pale aumenta, il C_{Pmax} **aumenta**.
- 2) Avere 6 pale anziché 3 comporta C_{Pmax} superiori e anche λ_0 inferiori a vantaggio della bassa rumorosità e di una minor pericolosità data la riduzione delle forze centrifughe, che sono quelle preponderanti. Inoltre, le lunghezze delle corde al tip superano il limite minimo di 0.40m della specifica e nello stesso tempo quelle allo hub sono più corte rispetto al caso 3 pale. Ciò consente di avere minore momento di inerzia del rotore che accoppiato alla disponibilità di maggiore superficie effettiva totale, riduce la velocità minima di avviamento.
- 3) La verifica finale sul controllo che Re al tip in output (calcolato con la v_{vento} di riferimento = 7m/s) sia $\geq Re$ profilo in input evidenzia che i risultati ottenuti con Re in input = 150.000 vanno scartati perché non la superano. Ovviamente tale verifica non è sicuramente soddisfatta per tutte le velocità del vento ≤ 7 m/s. Ciò significa che l'aumento delle velocità locali nei profili che lavorano con Re più elevati è inferiore alla diminuzione che si ha nella lunghezza delle rispettive corde di ottimo, dato che $Re = (corda \cdot velocità\ locale) / \nu$.
- 4) Osservazione:
La situazione particolare di "pala imbozzata", rispetto al caso ideale (quello a incidenza di efficienza massima) di distribuzione monotona decrescente della lunghezza delle corde dalla radice all'estremità, avviene, come dimostrano i valori riportati nelle soprastanti tabelle, per lo più a bassi Re in input e ad un numero di pale elevato: ovvero quando i λ_0 e quindi le velocità locali diminuiscono.

4.14 Scelta della pala di ottimo

La scelta della nostra configurazione di ottimo si è ristretta quindi, per i motivi suddetti, a essere fatta tra le configurazioni a 6 pale con $Re_{input}=100.000$.

All'interno di tali geometrie, la configurazione di ottimo è stata scelta tra quelle che hanno:

- 1) λ_0 più bassi (per rispettare le specifiche sul rumore)
- 2) Corde al tip > 0.04m.
- 3) C_{Pmax} non troppo basso.

Quindi tali configurazioni risultano essere:

raggio	CORDE			
	$i=5-r/R$	$i=8-5r/R$	$i=7-4r/R$	$i=5-2r/R$
0.065	0.1159	0.0844	0.0930	0.1247
0.13	0.1364	0.1022	0.1134	0.1577
0.195	0.1263	0.0975	0.1084	0.1545
0.26	0.1112	0.0887	0.1005	0.14204
0.325	0.0975	0.0818	0.0929	0.1290
0.39	0.0862	0.0773	0.0869	0.1178
0.455	0.0771	0.0742	0.0824	0.1078
0.52	0.0697	0.0725	0.0793	0.0997
0.585	0.0636	0.0714	0.0765	0.09307
0.65	0.0585	0.0710	0.0747	0.0876

raggio	SVERGOLAMENTO			
	$i=5-r/R$	$i=8-5r/R$	$i=7-4r/R$	$i=5-2r/R$
0.065	40.9256	38.1176	39.381	42.3869
0.13	29.7533	27.3744	28.672	31.9325
0.195	22.1609	20.1973	21.397	24.5099
0.26	17.0723	15.5154	16.6018	19.39
0.325	13.5629	12.4308	13.3798	15.8117
0.39	11.0539	10.365	11.1672	13.2489
0.455	9.1997	8.9658	9.6261	11.3357
0.52	7.7917	8.0316	8.5525	9.893
0.585	6.699	7.3864	7.744	8.7868
0.65	5.8362	6.9476	7.1749	7.9285

raggio	REYNOLDS			
	$i=5-r/R$	$i=8-5r/R$	$i=7-4r/R$	$i=5-2r/R$
2	0.3249	0.4038	0.4248	0.4514
3	0.4873	0.6057	0.6372	0.6772
4	0.6497	0.8076	0.8496	0.9029
5	0.8122	1.0094	1.0621	1.1286
6	0.9746	1.2113	1.2745	1.3543
7	1.137	1.4132	1.4869	1.5801
7.5	1.2183	1.5142	1.5931	1.6929
8	1.2995	1.6151	1.6993	1.8058
9	1.4619	1.817	1.9117	2.0315
10	1.6243	2.0189	2.1241	2.2572

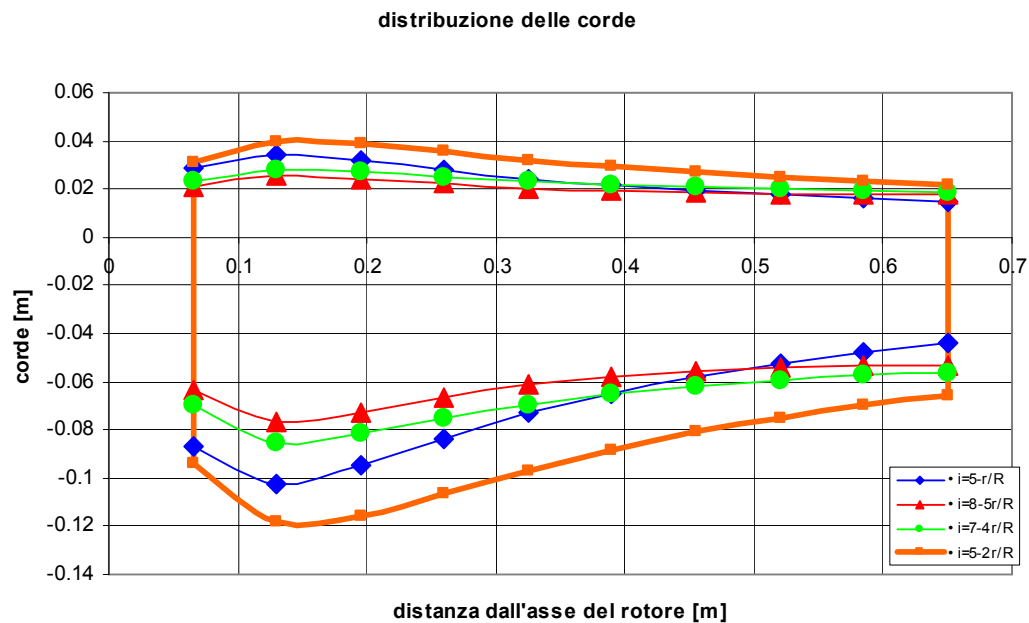


Fig.4.7

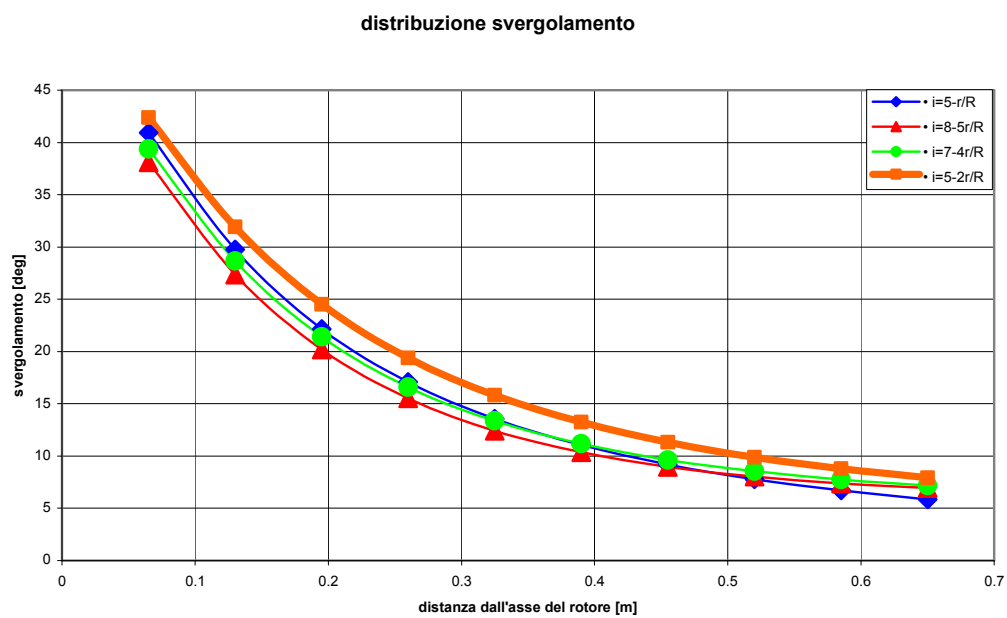


Fig.4.8

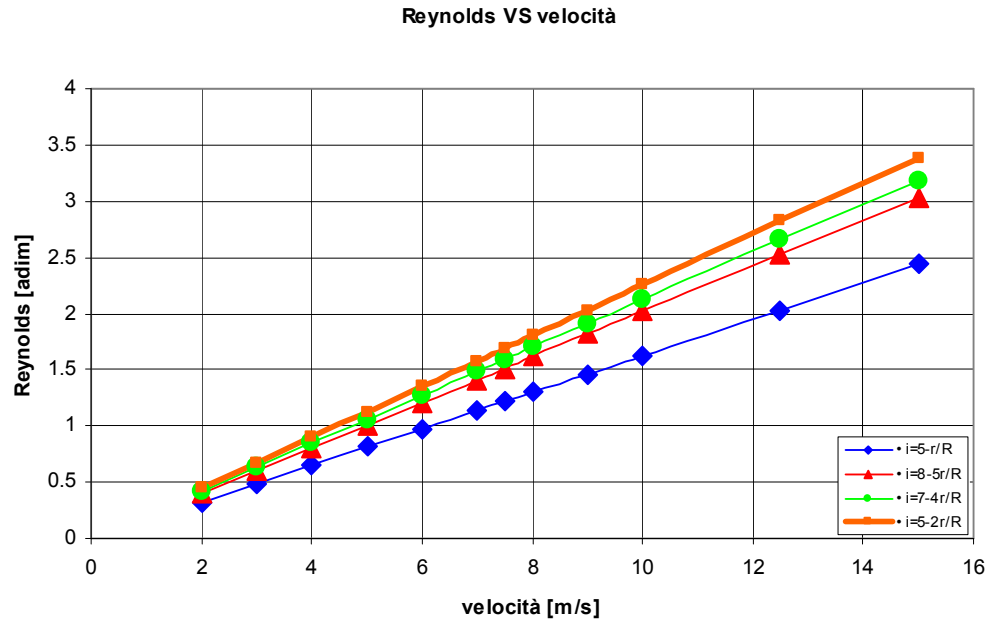


Fig.4.9

Di queste configurazioni, si analizza la condizione di off-design, inserendo tali geometrie in input nel programma di off-design, per scoprire eventuali instabilità, spostandosi dalla condizione di ottimo. Nella seguente figura si mettono a confronto i rispettivi andamenti dei CP al variare di λ_0 .

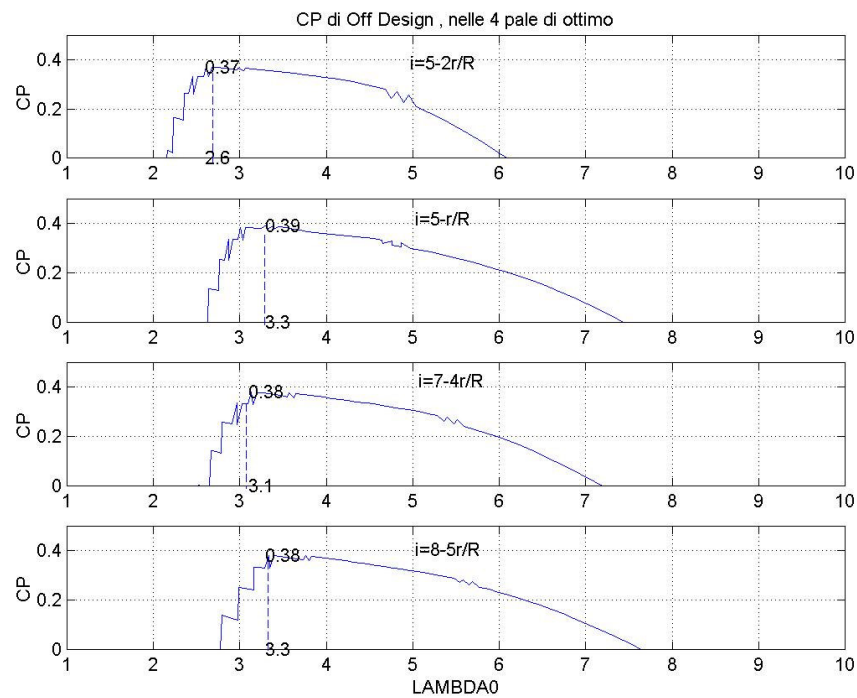


Fig.4.10

La forma della curva dei C_p in off-design è abbastanza simile per quanto riguarda le zone di non stabilità che comunque sono di lieve entità nel tratto utile (zona di pre stallo ,a destra del punto di C_{pmax}). Tali punti di instabilità sono determinati, per tutte le quattro configurazioni,dalla forma della polare del comune profilo, che presenta la condizione di efficienza massima prossima alla condizione di stallo (v. fig.4.6).

Osservazione:

Sebbene il valore del C_{pmax} off design, della pala scelta, coincida praticamente con quello che esce dal programma di ottimo ,altrettanto non si può dire per il λ_0 corrispondente. Infatti nel programma di ottimo esso vale 3.6 ,in quello di off-design vale 2.6=> c'è uno scostamento di circa il 30% fra i valori nei due programmi. Per spiegare ciò, dobbiamo ricordare come sono strutturati i due programmi.

Programma di ottimo:

INPUT: i =distribuz.incidenze sulla pala ,lineare
 λ_0 , lineare lungo la pala

“ctgI” deriva da un processo di massimizzazione di funzione ($\frac{dC_p}{dk} = 0$) altamente non lineare. Inoltre ctgI è anche funzione di λ_0 lineare

e, nella condizione di ottimo si ricava con la seguente espressione:

$$\alpha(\text{non lineare sulla pala}) = I(\text{altamente non lineare sulla pala}) - i(\text{lineare sulla pala})$$

Programma di off design:

INPUT: α =svergolamento ,non lineare
ctgI=lineare lungo la pala

e si deve ritrovare la condizione di ottimo dove

$$i(\text{non lineare sulla pala}) = I(\text{semplicemente non lineare}) - \alpha(\text{non lineare}) \quad 68)$$

Nel ritrovare la condizione di ottimo tramite l'espressione 68 è insita un'approssimazione numerica, maggiormente sentita da grandezze puntuali come λ_0 anziché da valori integrali come il C_{pmax} .

C'è comunque da aspettarsi che la realtà fisica segua più i risultati medi dell'output del programma di off-design che non quelli rigorosamente matematici del programma di ottimo.

A questo punto la scelta della pala migliore cade su quella che ha la seguente distribuzione di incidenze:

$$i=5-2r/R$$

per i seguenti motivi:

1. Ha i Re TIP calcolati a posteriori più alti a parità di Re in input=100.000. Questo perché il Re è più sensibile all'aumentata corda (questa pala è quella con le corde maggiori delle quattro) che non alla diminuzione della velocità rispetto alle altre pale. Ciò garantisce C_{Pmax} non inferiori al C_{Pmax} che il programma da in output.
2. Ha i λ_0 più bassi in assoluto. E questo è molto positivo per la riduzione del rumore che è per noi imperativa.
3. La perdita in C_{Pmax} rispetto alle altre pale raggiunge al massimo il 10%.
4. Le corde al tip rispettano ampiamente la specifica di essere $>0.04m$

Si riportano di seguito gli **OUTPUT NUMERICI della soluzione di ottimo scelta**:

Distribuzioni di alcuni parametri nelle 10 stazioni lungo la pala, partendo dalla radice										
efficienze	29	27	25	23	21	20	19	19	18	18
CI	0.69	0.67	0.64	0.61	0.	0.56	0.54	0.52	0.50	0.48
parametro cinetico K	0.41	0.38	0.36	0.36	0.36	0.37	0.37	0.38	0.39	0.40
parametro cinetico h	2.63	1.58	1.29	1.17	1.10	1.07	1.05	1.03	1.02	1.02
lunghezze delle corde [m]	0.1247	0.1577	0.1545	0.1420	0.1290	0.1178	0.1078	0.0997	0.0930	0.0876
Svergolamenti	42	31	24	19	15	13	11	9	8	7

$$\begin{aligned}
 C_{Pmax} \text{ reale} &= 0.3738 \\
 C_F \text{ reale} &= 0.7055 \\
 C_M \text{ reale} &= 0.1038 \\
 \lambda_0 \text{ di ottimo reale} &= 3.6
 \end{aligned}$$

Di seguito si visualizzano gli output inerenti alla configurazione scelta:

$$i=5-2r/R.$$

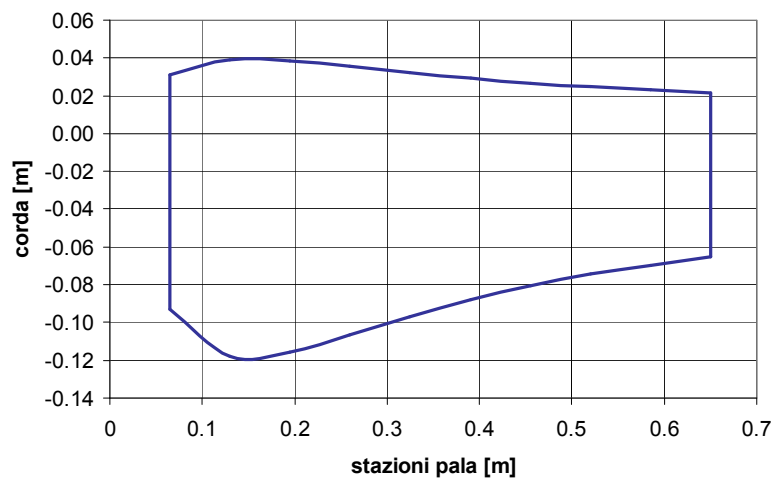
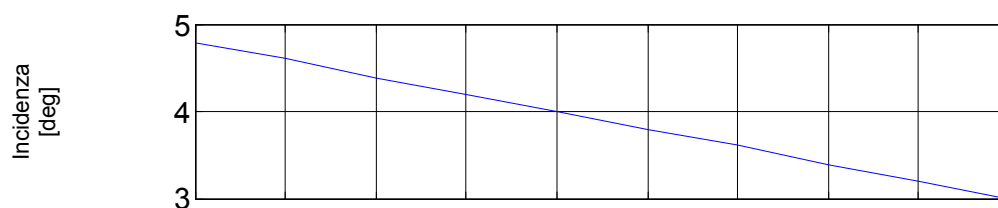
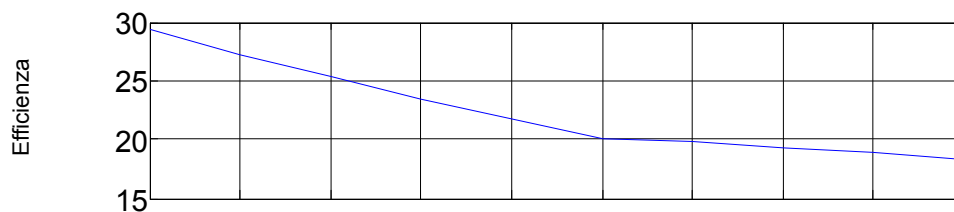


Fig.4.11

Distribuzione delle incidenze lungo la pala per λ_0 ottimo = 3.6



Distribuzione delle efficienze lungo la pala per λ_0 ottimo = 3.6



Distribuzione del C_l lungo la pala per λ_0 ottimo = 3.6

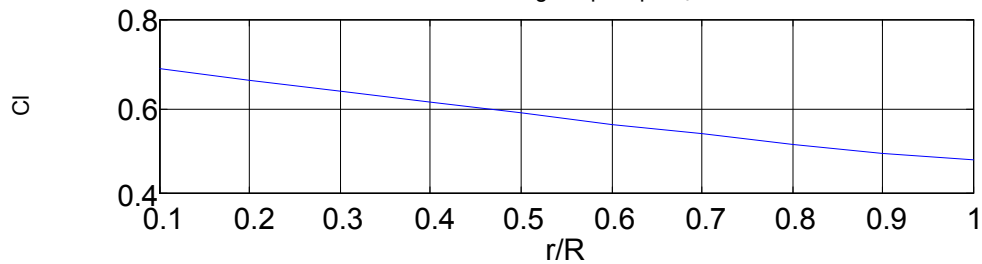


Fig.4.12

Osservazione: Si nota dal grafico della distribuzione dell'efficienza aerodinamica, che la nostra pala di ottimo costituisce un'eccezione alla norma che vuole in genere le efficienze più elevate verso l'estremità della pala.

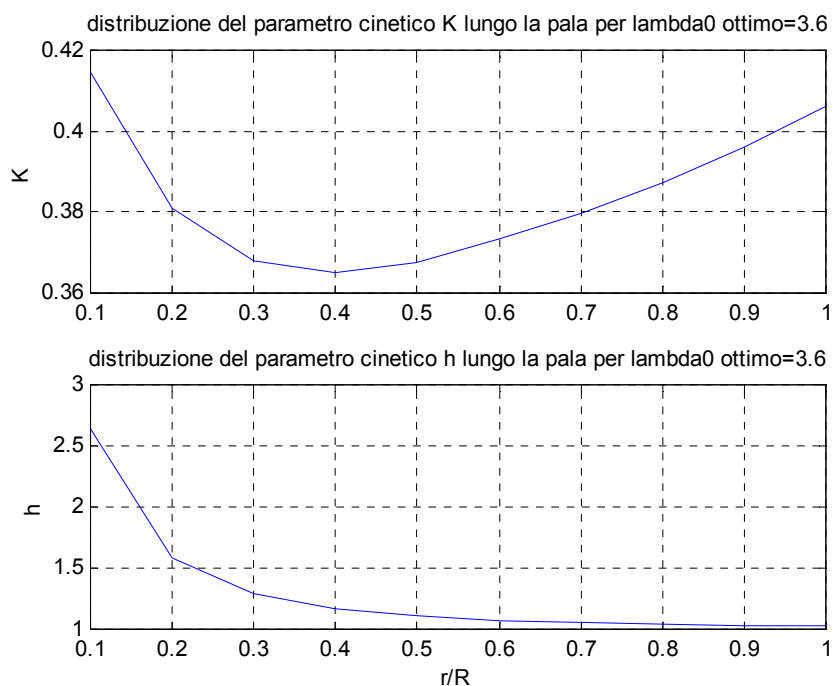


Fig.4.13

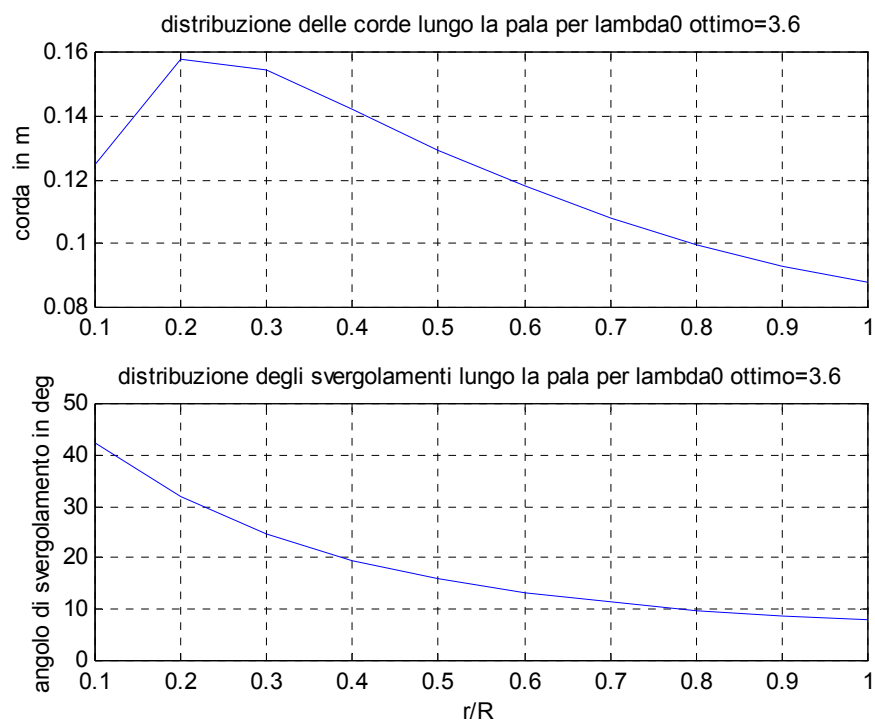


Fig.4.14

E infine si riportano le prestazioni off-design della pala scelta:

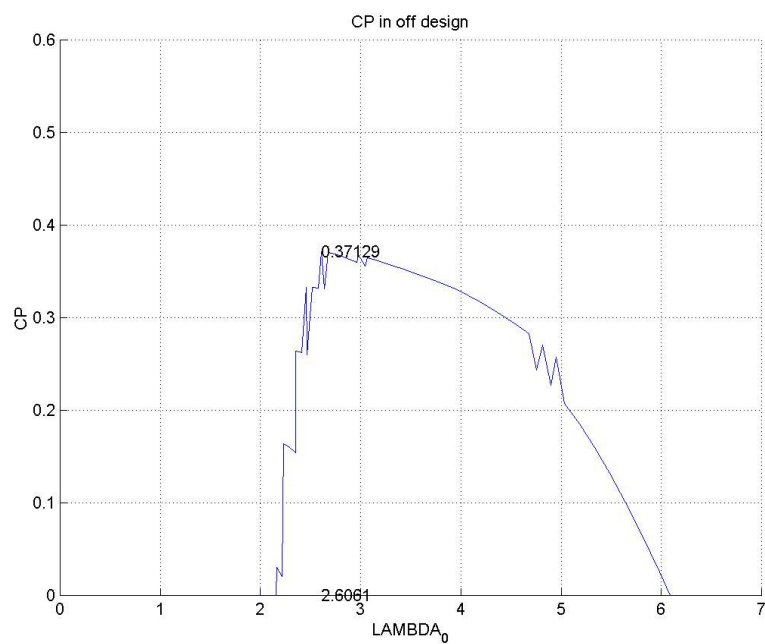


Fig.4.15

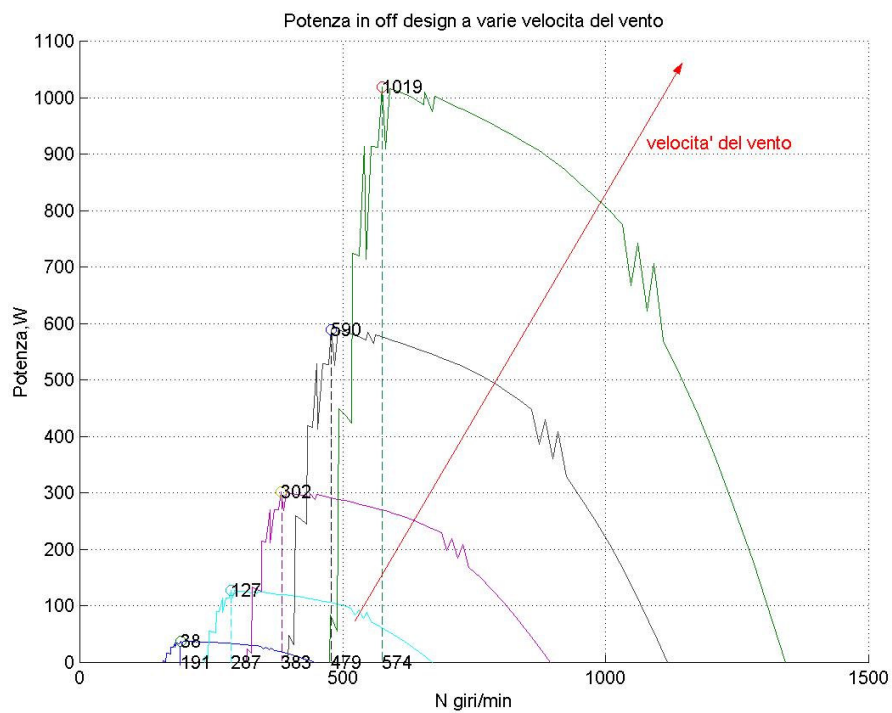


Fig.4.16

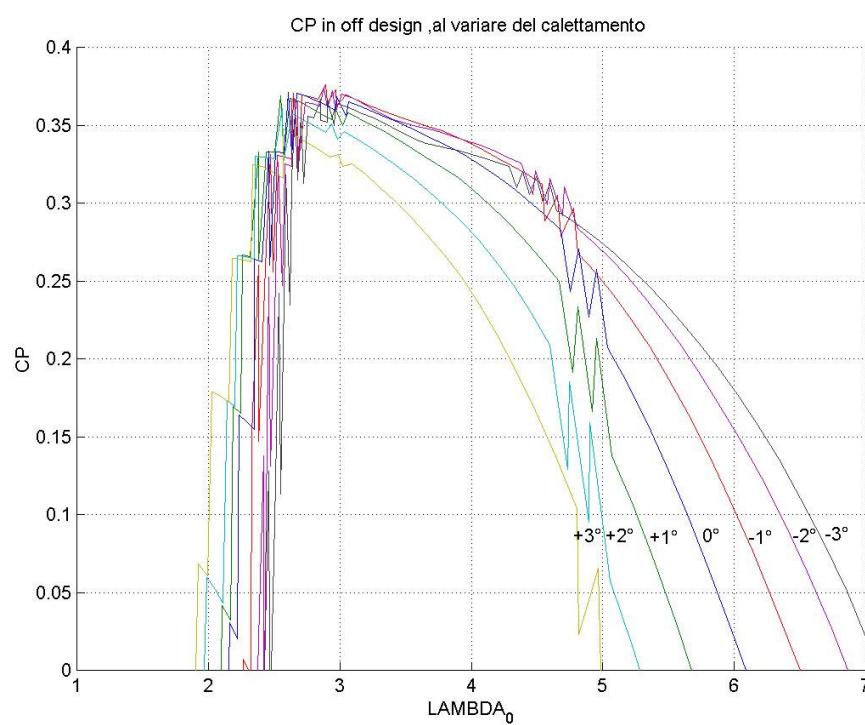


Fig.4.17

5. PROVE IN GALLERIA FERRARI DI EOLO

5.1 Introduzione

A questo punto del progetto, i dati geometrici della pala di ottimo scelta sono stati inviati alla ditta EDI , che ha provveduto a disegnare e costruire il prototipo dell'intero rotore, per adesso scorporato dal generatore elettrico ancora in studio presso la medesima ditta.

Per ragioni di costo, le pale sono state realizzate in polietilene rafforzato con fibre di vetro, per iniezione in stampo.

Inoltre è stata relizzata anche una versione di Eolo con le Winglets di estremità con l'intento di migliorarne il rendimento aerodinamico.



Fig. 5.1 EOLO

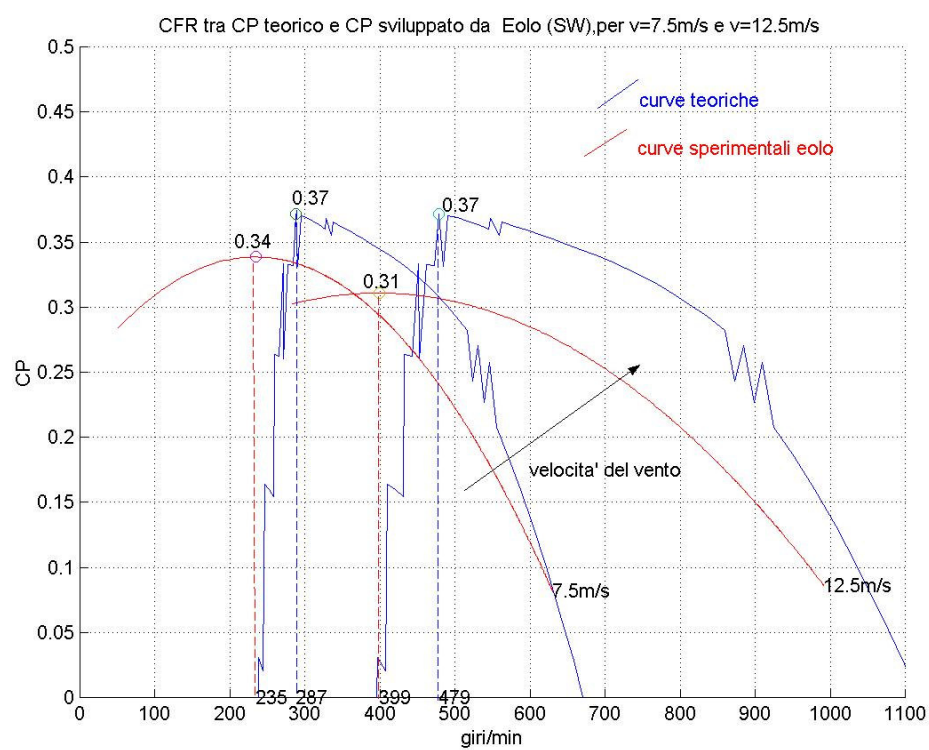
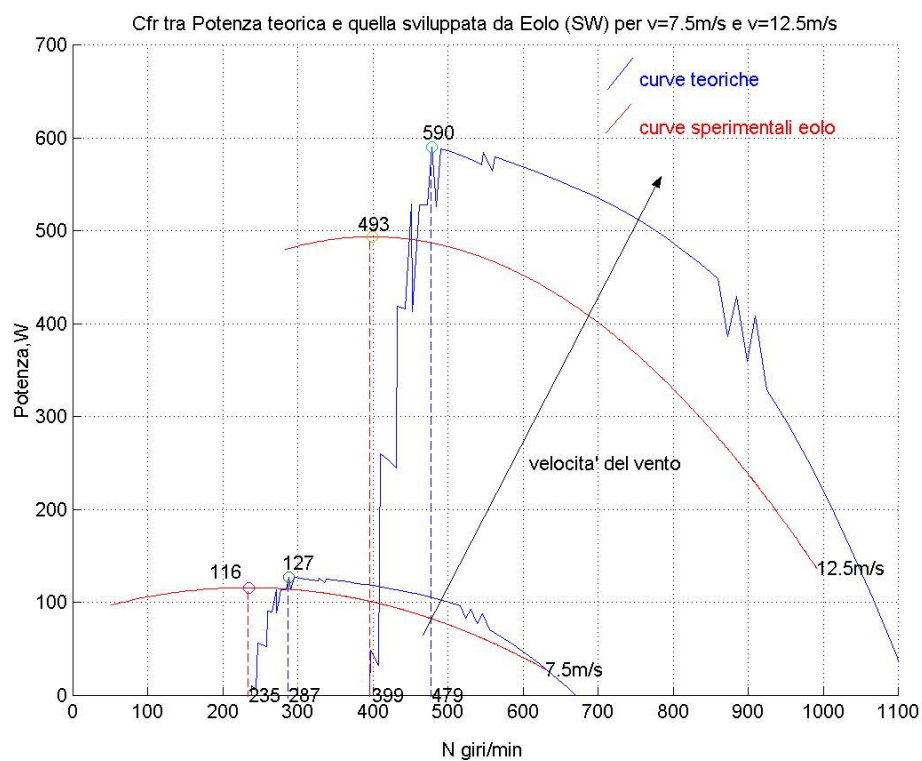
5.2 Prove di Eolo in galleria

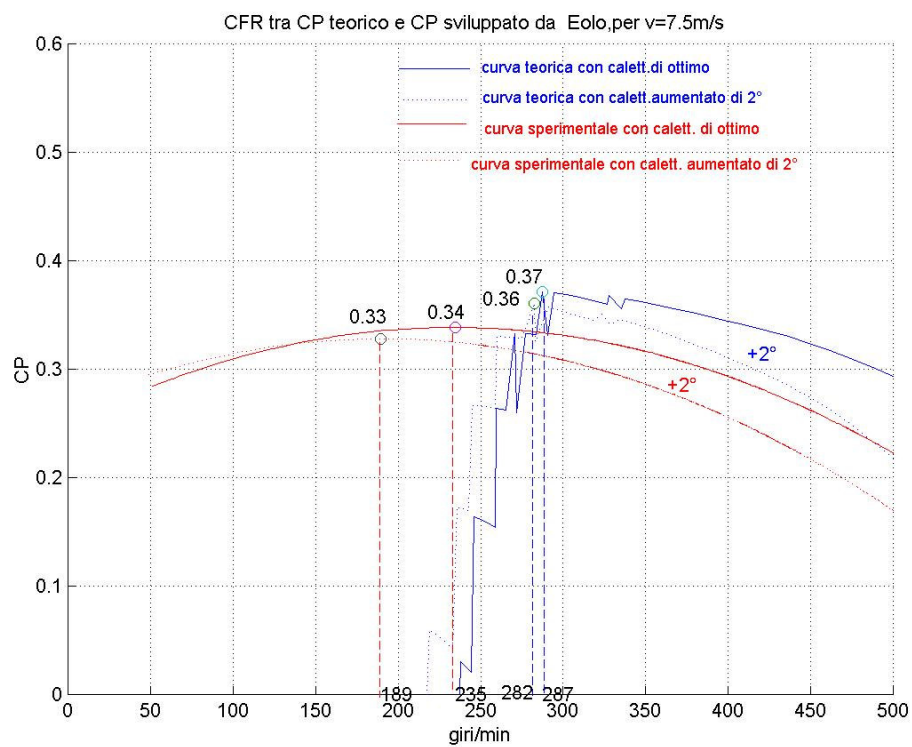
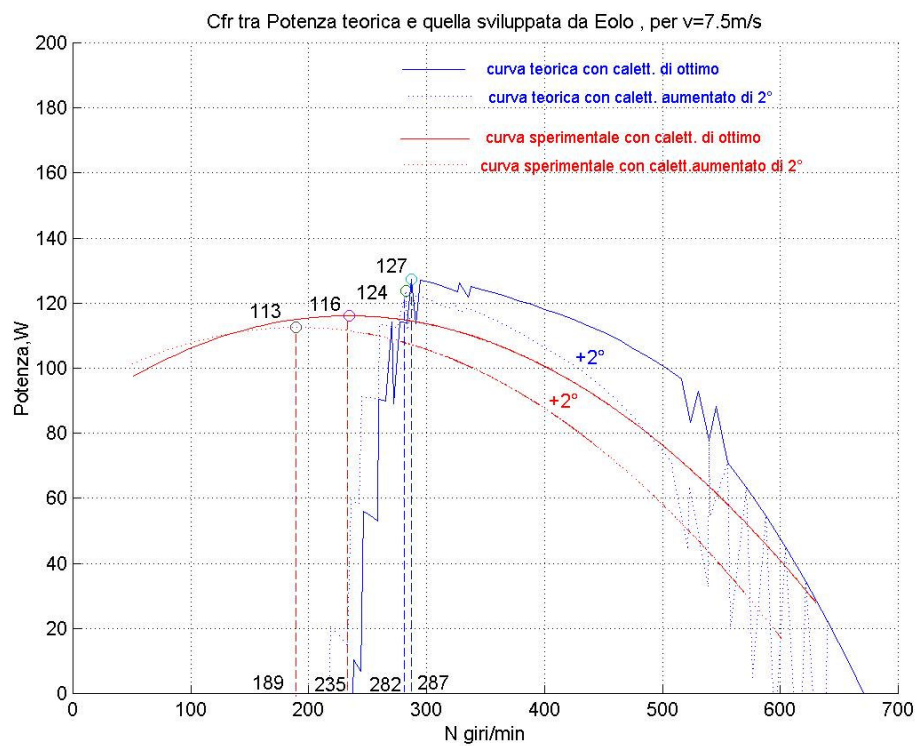
Appena Eolo è stato realizzato, ne abbiamo testato le effettive prestazioni. Con la stessa strumentazione di prova di cui ci siamo serviti nei test di Aerogen e Airxmarine, (v. Cap 3), siamo tornati nella II galleria del vento della Ferrari (Maranello) e abbiamo testato Eolo in tre diversi assetti, per varie velocità del vento. Tali assetti sono stati:

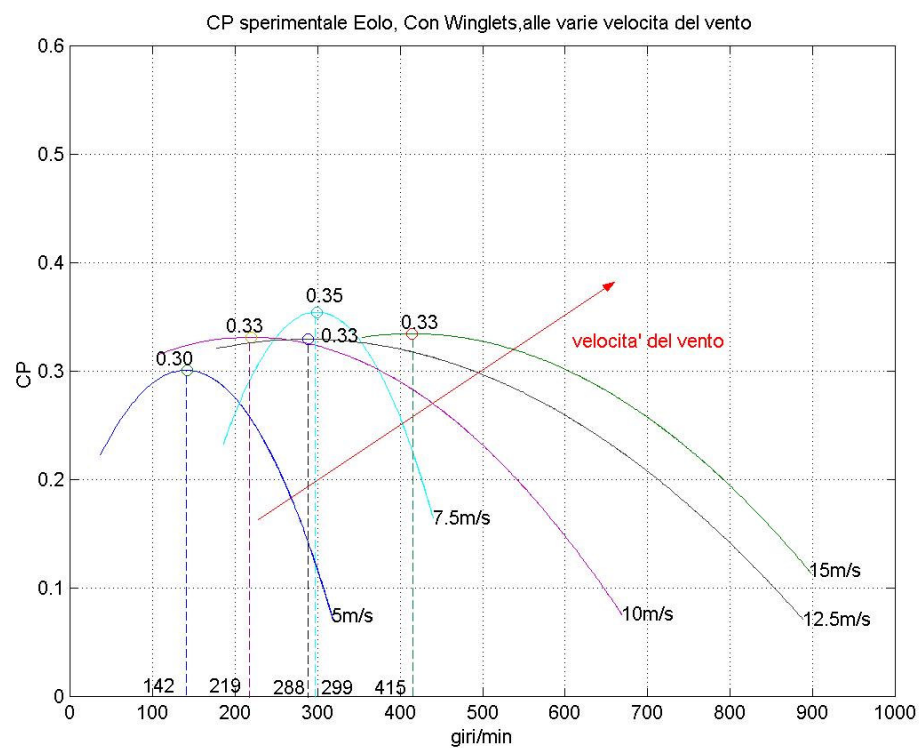
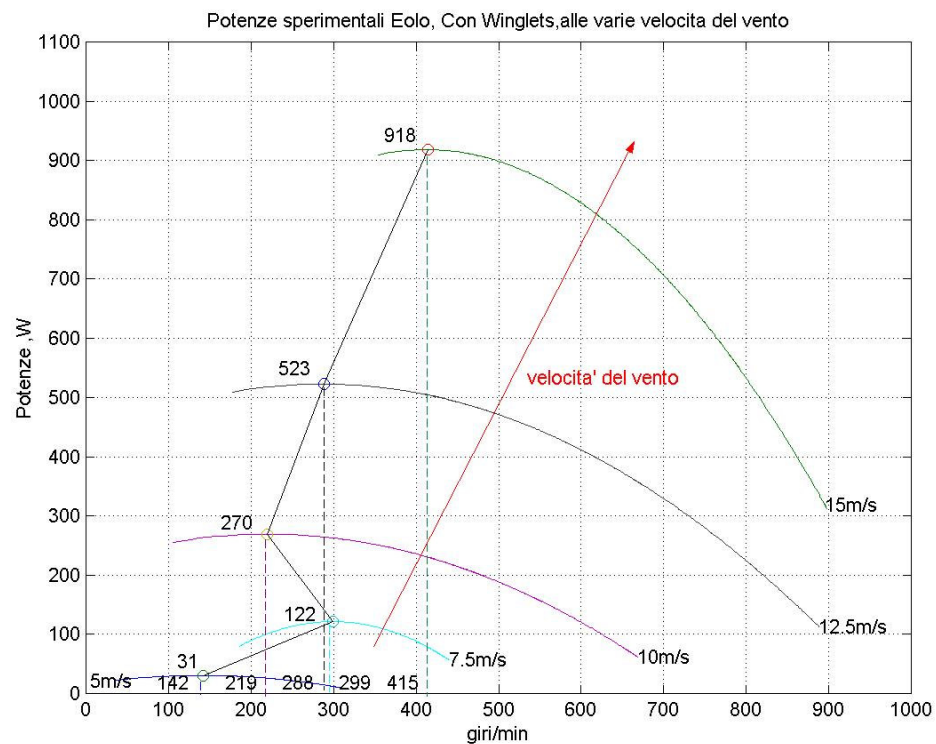
1. In settaggio di ottimo
2. Con calettamento aumentato di circa 2°
3. In settaggio di ottimo con Winglets, messe a punto dalla ditta EDI

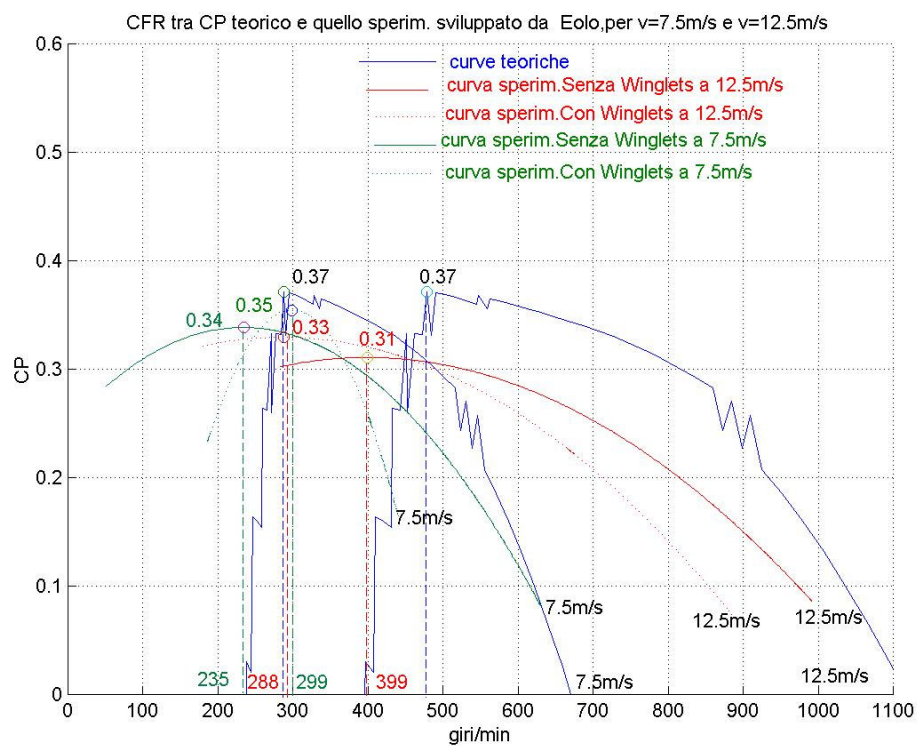
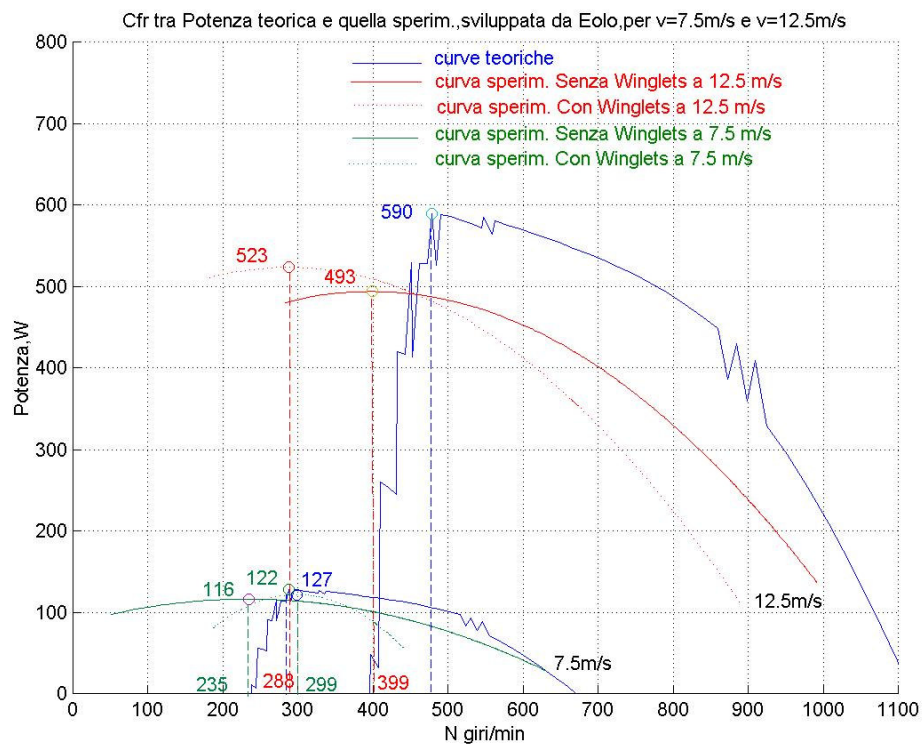
5.3 Risultati delle prove in galleria

NOTA GENERALE: le curve dei dati sperimentali sono state best fittate con curve del II ordine, che sono risultate avere con $\text{MAPE} \left(\sum \left(\frac{x_{data} - x_{fitted}}{x_{data}} \right) \right) \cdot 100 / N_{punti}$ medio nelle varie prove, inferiore a circa 20









5.4 Analisi dei risultati di galleria

Sebbene il numero di prove effettuate in galleria è stato limitato, per ragioni di costi, abbiamo potuto affrontare i seguenti due confronti:

1. Confronto con Aerogen (aerogeneratore preso come riferimento)
2. Confronto con gli output del programma di off-design

5.4.1 Confronto con Aerogen (aerogeneratore preso come riferimento)

Mediamente, alle varie velocità del vento, Eolo funziona a numeri di giri nettamente inferiore a quello di riferimento Aerogen (circa 100 giri/min in meno!). Questo era il nostro obbiettivo principale per soddisfare le richieste di comfort uditivo della specifica. Infatti, anche se purtroppo non abbiamo potuto misurare con apparecchi dedicati, per mancanza di mezzi, il livello di potenza sonora emessa, la piacevole silenziosità dell'apparecchio è stata testimoniata dagli operatori astanti alle prove.

Ovviamente, come sapevamo, montando un profilo per bassi numeri di Reynolds, coerentemente con il basso numero di giri di funzionamento, i rendimenti del CPmax sono inferiori a quelli del riferimento Aerogen, alle alte velocità del vento, dove sappiamo che il nostro profilo inizia a lavorare non correttamente.

Inoltre va considerato anche un difetto sperimentale che è presente solo agli alti numeri di giri: l'entrata in risonanza del pilone sostenitore l'aerogeneratore, più o meno a circa 500 giri/min. Ciò provoca un abbassamento di tutti i dati sperimentali di potenza.

Al fine di aumentare i CPmax abbiamo montato le Winglets di estremità, messe a punto dalla ditta EDI, che hanno dato i seguenti risultati, (comunque non prevedibili dai programmi numerici implementati).

1. Le Winglets migliorano il Cpmax per bassi λ_0 (alte incidenze) anticipando lo stallo e peggiorano Cp agli alti λ_0 : la curva delle potenze si fa più a punta triangolare e si sposta più a destra rispetto al caso senza winglets.
2. L'effetto Winglets si fa più evidente all'aumentare della velocità del vento.
3. Inoltre, aumentando la superficie effettiva, migliorano le condizioni di avvio, che da 4 m/s passa a 3.5 m/s.

5.4.2 Confronto con gli output del programma di off-design

1. Mediamente, sia i CP, sia i λ_0 nel programma sono maggiori di quelli misurati su Eolo. Ciò è dovuto essenzialmente al fatto che il modello implementato è di tipo potenziale e quindi non tiene conto degli effetti viscosi presenti nella realtà e che rallentano il flusso e quindi ne deteriorano il rendimento prestazionale.
2. Va comunque sottolineato che anche i dati sperimentali sono affetti da una catena di errori, che non abbiamo analizzato in merito, per brevità ma che comunque incidono su questa discrepanza, più marcata sui λ_0 e crescente con le

alte velocità. Ciò è scontato poiché il programma non tiene conto internamente dell'incremento del numero di Reynolds che il profilo (progettato per lavorare a bassi Reynolds) subisce all'aumentare della velocità del vento. Ciò invalida la condizione di progetto a C_{pmax} costante del programma.

3. L'andamento qualitativo della potenza (o C_p) al variare del calettamento del programma, risulta ancora una volta confermato: aumentando il calettamento \Rightarrow diminuisco l'incidenza e quindi i CP si abbassano e vengono sviluppati a λ_0 più bassi. Il viceversa avviene diminuendo il calettamento. Anche se noi non abbiamo fatto questa prova in galleria, lo affermiamo con l'output del programma.

6. Conclusioni e possibili sviluppi

Conclusioni

Gli obiettivi preposti dalle specifiche di progetto sono stati raggiunti nel complesso.

La natura del progetto, stretta collaborazione con una realtà aziendale e la necessità di concorrere ai fondi della Regione Toscana entro i tempi previsti dal contratto, ha introdotto con forza parametri quali tempo e pragmaticità dell'approccio.

Uno dei punti forza di questo lavoro risiede sicuramente nell'aver creato in proprio i codici utilizzati, fornendo all'azienda collaboratrice un rapido strumento di sizing, che senza dispendi di costi (come avrebbe comportato l'uso di codici commerciali ad hoc) né eccessivi di tempo, riesce a fornire le prestazioni di qualsiasi tipo di pala in ingresso, o la possibilità di determinare la geometria di una pala di ottimo profilo per qualsiasi profilo dato in ingresso.

Il rotore eolico così realizzato, riesce a funzionare, per le velocità del vento espresse in specifica (5m/s-10m/s), a un numero di giri nettamente inferiore rispetto a quello di aerogeneratori simili presenti sul mercato (dell'ordine di circa 100giri/min in meno, per ogni velocità del vento!), mantenendosi a livelli di rendimenti di potenza leggermente inferiori rispetto a quelli di quest'ultimi.

Il basso livello di rumore emesso, date le basse velocità in gioco, assicura il confort uditivo dell'equipaggio.

L'utilizzo delle Winglets si è rilevato avere un effetto positivo sull'innalzamento del rendimento alla massima potenza, e sul miglioramento delle prestazioni all'aumentare della velocità del vento, compensando in parte il decadimento delle prestazioni che il nostro profilo ha in queste condizioni (essendo progettato per lavorare a bassi Re).

Progetti futuri

Questa esperienza sarà utilizzata dalla EDI per partecipare ad una nuova gara, indetta dalla stessa Regione Toscana, ed improntata sullo sviluppo elettrico dell'aerogeneratore.

Il progetto di Eolo continuerà, dopo che sarà stato costruito il generatore elettrico ad hoc, con la monitorizzazione delle potenze generate non più in un ambiente protetto e ideale come quello in galleria ma in uno aperto e non controllato, quale quello in cui si trova a lavorare l'aerogeneratore. Solo allora si potrà avere una vera stima dell'effettiva generazione di potenza di Eolo, in un opportuno intervallo di tempo.

Possibili sviluppi

Per aumentare ulteriormente il rendimento in potenza di Eolo, sarebbe interessante passare i dati ottenuti di prima stima a un codice di calcolo aerodinamico più potente e non potenziale, tipo CFD, per poter determinare le caratteristiche di un nuovo profilo ad hoc più efficiente all'interno dei nostri regimi a bassi numeri di Reynolds.

Bibliografia

1. Desir  Le Gourieres, *“Energia Eolica, Teoria, Progetto e Calcolo Pratico Degli Impianti”*; Masson
2. Jhon F. Walker, Nicholas Jenkins *“Wind Energy Tecnology”*; John Wiley & Sons
3. Wagner, Barei , Guidati, *“Wind Turbine Noise”*; Springer
4. I. Lazzarin, M. Strada, *“Elementi di Acustica Tecnica”*; Cleup
5. Giacomo Pignone, Ugo R. Vercelli, *“Turbomacchine”*; Bibliografia Tecnica Hoepli
6. Enrico Pistolesi, *“Aerodinamica”*; ETS
7. Ira H. Abbot, Albert E. Von Doenhoff, *“Theory of Wing Section”*; Dover
8. David Wood, *“The Design and Analysis of Small Wind Turbines School of Engineering”*; University of Newcastle NSW 2308 Australia, 2002
9. David Wood, *“The Design and Analysis of Small Wind Turbines School of Engineering”*; University of Newcastle NSW 2308 Australia, 2002 <http://www.wind.newcastle.edu.au/notes.html>
10. Lakshmi N. Sankar, *“Computational Studies of Horizontal Axis Wind Turbines”* School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, 1999 GA 30332-0150
<http://www.ae.gatech.edu/people/isankar/NREL/NREL.Report.Feb99.doc>
11. W.A.M. Jansen and P.L. Smulders, *“Rotor Design for Horizontal Axis Wind Turbines”*; SWD 77-1, Consultancy Services Wind Energy Developing Countries
12. R.E. Wilson, Lissaman *“Applied Aerodynamics of Wind Power Machines. Oregon State”*; Univ. Report NSF/RA/N-74113 (July 1974)
13. Selig, M.S., Lyon, C.A., Giguere, P. Ninham, C.N. and Guglielmo, J.J., *“Summary of Low-Speed Airfoil Data”*, Vol. 2, SoarTech Publications, Virginia Beach, VA, 1996.
14. H. Snel, *“Some Thoughts and Preliminary Results on Wake Modelling and Tip Correction”*; IEA Rotor Aerodynamics Symposium 1999, Stockholm
15. H. Snel *“Aerodynamic comparison two and three bladed rotors”*; ECN
<http://www.ecn.nl/docs/library/report/2002/c01079.pdf>
16. Peterson, Clausen, *“The Suitability and Feasibility of Using Australian Grown Timbers for the Manufacture of High Efficiency Small Wind Turbine Blades”*, proc. of 41st Annual ANZSES conf., Univ. of Melbourne, 26th - 29th November (2003), University of Newcastle - Wind Energy Group
www.wind.newcastle.edu.au/publications
17. Wright, AK, and Wood, DH, *“Small Wind Turbine Yaw Behaviour”*; University of Newcastle - Wind Energy Group,
http://www.wind.newcastle.edu.au/Wright&Wood_ANZSES2003.doc

18. P.Migliore,J.van Dam,A. Huskey “*Acoustic Tests of Small Wind Turbines*”; Wind Energy Symposium, Reno, Nevada, 5-8 gennaio, 2004NREL
19. Olivier Fegeant, “*Masking Of Wind Turbine Noise:Influence of Wind Turbulence on Ambient Noise Fluctuation*”; Royal Institute of Technology
http://www.vindenergi.foi.se/VindForsk/Rapporter_Vindforsk/Fegeant.pdf